

LabVIEW를 이용한 무인항공기용 소형 터보제트 엔진의 Fuzzy-PID 제어기 설계

Design of Fuzzy-PID Controller for Turbojet Engine of UAV Using LabVIEW

신 행철¹ · 지 민 석^{2*}

¹한서대학교 항공시스템공학과

²한서대학교 항공전자공학과

Haeng-Cheol Shin¹ · Min-Seok Jie^{2*}

¹Department of Aeronautical System Engineering, Hanseo University, Chungcheongnam-do, 31962 Korea

²Department of Avionics, Hanseo University, Chungcheongnam-do, 31962 Korea

[요 약]

본 논문에서는 무인항공기용 소형 터보제트엔진에 대해 압축기 서지현상 및 화염소실을 방지하면서 과도응답 특성을 개선하는 제어기를 설계하였다. 터보제트 엔진의 가·감속 시 서지현상과 flame-out 현상을 방지하기 위해 연료 유량 제어 입력을 Fuzzy-PID 제어기로 생성하고 신속하고 안전하게 원하는 속도로 수렴할 수 있도록 제어기 설계한다. LabVIEW을 이용한 시뮬레이션을 통해 PID와의 응답특성 비교 분석 및 신속하고 안전하게 원하는 속도로 수렴하는 제어 성능을 확인하였다.

[Abstract]

In this paper, Propose to prevent compressor surge and improve the transient response of the fuel flow control system of turbojet engine. Turbojet engine controller is designed by applying Fuzzy-PID control algorithm. To prevent any surge or a flame out event during the engine acceleration or deceleration, the Fuzzy-PID controller effectively controls the fuel flow input of the control system. Fuzzy-PID 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 LabVIEW to perform computer simulations verified the performance of the proposed controller. Response characteristics pursuant to the gain were analyzed by simulation.

Key word : Turbojet engine, Surge control, Fuzzy proportional integral derivation, controller, Fuel flow control, LabVIEW.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2016.20.3.190>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 30 May 2016; Revised 1 June 2016
Accepted (Publication) 29 June 2016 (30 June 2016)

*Corresponding Author; Min-Seok Jie

Tel: +82-41-671-6233

E-mail: jiems@hanseo.ac.kr

I. 서론

최근 소형 무인항공기에 대한 기술이 급속도로 발전하고 있고 이에 따른 연구도 이루어지고 있다. 소형 무인항공기용 터보제트 엔진은 시스템들이 디지털 전자식으로 구현되어야 하며, 공기 흡입구와 노즐의 안내깃, 공기 블리드 밸브, 과급기, 윤활 계통, 제동 계통 등에서도 다양한 제어방법을 필요로 한다 [1]. 하지만 소형 무인항공기용 터보제트 엔진은 시스템의 단순화를 위해 배기 노즐의 면적을 고정하고 연료 유량을 제어하여 원하는 엔진 성능을 얻는다[2].

엔진 제어 시스템의 설계의 가장 중요한 점은 엔진의 가·감속시 surge 현상과 flame out 현상에 대한 안정적인 범위 내에서 고성능의 추력 동적반응 특성을 갖도록 효과적으로 제어하고 제한 온도를 초과하지 않도록 보호시스템을 설계하는 것이다. 무인항공기의 특성상 짧은 이착륙 거리와 큰 기동성이 필요로 하게 되는데 이를 위해 터보제트 엔진의 가속시간은 짧아야 한다. 그러나 연료 유량의 급격한 증가로 엔진의 요소는 surge 현상이나 flame out 과 같은 현상이 일어날 수 있다. 따라서 엔진을 최적의 조건으로 제어하기 위해 터보제트 엔진의 열역학적이고 기계학적인 상태 변수인 압축기 로터 회전수, 터빈 온도, 압력 등을 정확하게 감지하여 연료 유량 입력을 효과적으로 제어하는 것이 터보제트 엔진 제어기 설계의 요점이다.

본 논문에서는 연료 유량을 단일 입력으로 하는 단일 입출력 시스템 터보제트엔진에 대해 Fuzzy-PID 제어기를 적용하였다. 무인항공기 특성상 발생할 수 있는 surge현상과 flame out 현상을 방지하기 위해 로터의 기준 가속도를 설정하고 현재 압축기 로터의 속도 오차를 측정하여 압축기 회전 속도의 정상 상태 오차 특성을 개선한다. 그리고 연료 유량의 입력을 Fuzzy 규칙에 의해 정하도록 하였다. 제안된 제어기 성능을 확인하기 위해 LabVIEW를 이용한 시뮬레이션을 통해 Fuzzy-PID 제어기의 성능을 입증하였다.

II. 터보제트 엔진

2-1 터보제트 엔진의 구조

터보제트엔진의 구조는 디퓨저 (diffuser), 압축기 (compressor), 연소실 (combustion chamber), 터빈(turbine)과 배기노즐 (exhaust nozzle)로 구성되어 있다. 흡입되는 공기는 압축기에서 압축된 후 연소기에서 연료와 혼합되어 연소된다. 이에 연소되어 팽창된 가스는 터빈을 회전시키게 되고 축에 연결된 압축기를 회전시킨다.

요구 추력을 얻기 위한 엔진 가속 제어는 압축기 회전 속도로 변환시킨 속도를 따라가도록 연료 유량을 제어해야 한다. 제어기 설계 대상인 무인항공기용 소형 터보제트 엔진은 연료량 입력에 대해 엔진의 열역학적인 변수들의 동안정적이면서 신

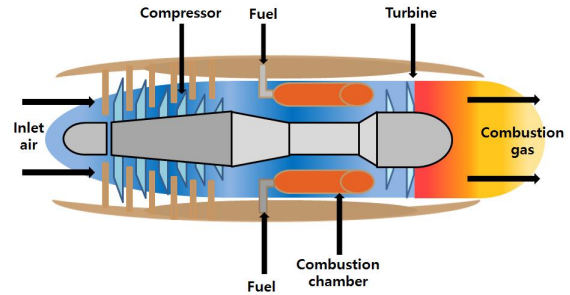


그림 1. 터보제트 엔진의 구조
Fig. 1. Structure of turbojet engine.

속한 응답 특성을 가져야 한다. 즉, 터보제트 엔진의 성능을 결정하는 고성능, 고기동의 추력 특성을 갖는 것이다.

2-2 터보제트 엔진의 선형 모델링

터보제트엔진 모델의 동적지배방정식은 압축기, 연소실, 터빈 등에 대해 동력, 에너지, 유량 등의 평형관계식으로부터 동적 비정상 (unsteady) 열역학적 평형방정식을 얻을 수 있다. 이 비선형 방정식은 각 부분 간 결합된 순차해 (component matching program solution)의 형태로 기준 운용점 (operating point)부터 섭동법(perturbation)을 이용하여 선형화시키게 된다 [3]. 엔진의 상태방정식은 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{x} = f(x, u) \tag{1}$$

여기서 x 는 엔진의 상태 벡터, u 는 엔진의 제어 입력 벡터이다. 시스템은 실제로 여러 개의 상태 변수 및 입력 변수를 포함하므로 한 작동점에서 일반적으로 식(2)와 같은 선형 관계식을 갖는다.

$$\Delta \dot{x} = A \Delta x + B \Delta u \tag{2}$$

본 논문에서는 상태 변수 벡터로 압축기의 회전 속도(Δx_1), 터빈 입구 온도(Δx_2), 압축기 출구 온도(Δx_3), 연료 유량(u)을 사용하였다.

III. Fuzzy-PID 제어기 설계

3-1 Fuzzy-PID 제어기

퍼지 시스템은 이론적으로 크고 무한한 규칙(rule) 수를 가지므로 비선형 플랜트의 동적 방정식을 완벽하게 표현할 수 있으나[4], 실제로 모든 경우를 고려하거나 무한한 규칙 수는 불가

능하므로 퍼지 시스템과 비선형 시스템간의 오차가 존재한다.

이러한 단점을 보완하기 위해 간접 추론 방식 (SIIM; simplified indirect inference method)에 의한 Fuzzy-PID 제어가 제안되었고, 1994년 Misir 등은 디지털 PID 선형 모델을 바탕으로 기존의 2개의 퍼지 입력 변수와 4개의 퍼지 규칙, 비선형 비퍼지화를 적용하여 20개의 제어입력 영역으로 분할되는 비선형 Fuzzy-PID 제어를 제안하였다. Misir 등의 Fuzzy-PID 제어기는 선형 디지털 PID 구조를 기초로 선형 구조의 제어 성능이 비선형, 시변 매개변수 이득이 되도록 설계하여 선형 뿐만 아니라 비선형 플랜트에 대해 좋은 제어 성능을 가진다는 것을 입증하였다[5].

터보제트 엔진을 가·감속시키는 경우 급격한 공기 유량 증가에 따라 압축기 압력이 감소하여 공기가 역류하는 서지현상이 발생하게 되어 엔진이 손상될 수 있다. 그러므로 사전에 서지현상이 발생하는 것을 방지하도록 제어를 설계하여야 한다. 본 연구에서 제안된 터보제트 엔진제어 시스템 구조는 그림 2와 같다.

터보 제트 엔진 제어를 설계하기 위해 기준 가속도에 대한 압축기 회전 가속도 오차를 식(3)과 같이 정의하였다.

$$e_N = \dot{N}_d - \dot{N} \tag{3}$$

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

Fuzzy 추론 연료 유량 제어 입력은 PID제어 구조를 한 다음 식 (4)와 같다.

$$u_p(t) = K_p(e_N, e_p)e_N + K_I(e_N, e_p) \int_0^t e_N(\tau) d\tau + K_D(e_N, e_p) \frac{de_N}{dt} \tag{4}$$

e_p 는 서지 제어선에서의 압력비에 대한 압축기출구 오차이다. PID 제어기의 게인 값은 e_N 과 e_p 를 이용하여 Fuzzy 추론에 의해 정해진다.

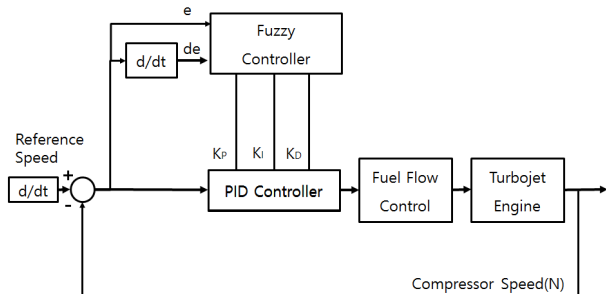


그림 2. Fuzzy-PID 제어기의 구조
Fig. 2. Structure of Fuzzy-PID controller.

따라서, 퍼지 입력 변수는 e_N 과 e_p 이고 출력 변수를 PID 게인 값의 가중치인 Q값을 정한다. 다음 표1과 같이 변수 e_N 과 e_p 의 언어 값은 각각 5단계로 NB, NS, ZE, PS, PB로 하고 출력 변수 Q값은 VS, S, M, B, VB으로 한다.

소속 함수는 그림3과 같이 입력변수 e_N 는 -9000~9000 범위와 e_p 는 -1~1범위로 나누었고 출력변수는 0~1범위로 각각 5단계로 세분화 하였다.

Fuzzy 규칙을 이용하여 얻어진 출력 변수는 역퍼지화 (Defuzzification)과정을 통해 제어 입력으로 사용된다.

표 1. 퍼지 rule table
Table 1. Fuzzy rule table.

$e_p \backslash e_N$	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

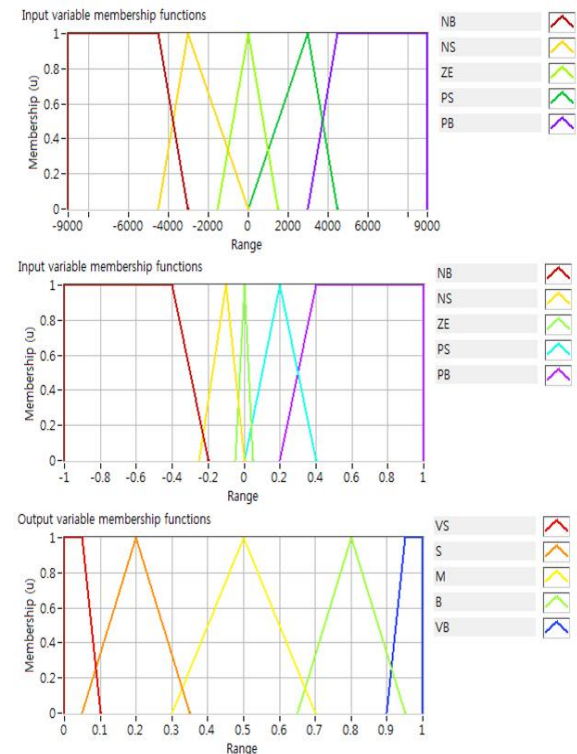


그림 3. 입·출력 변수들의 소속 함수
Fig. 3. Membership function of input and output variables.

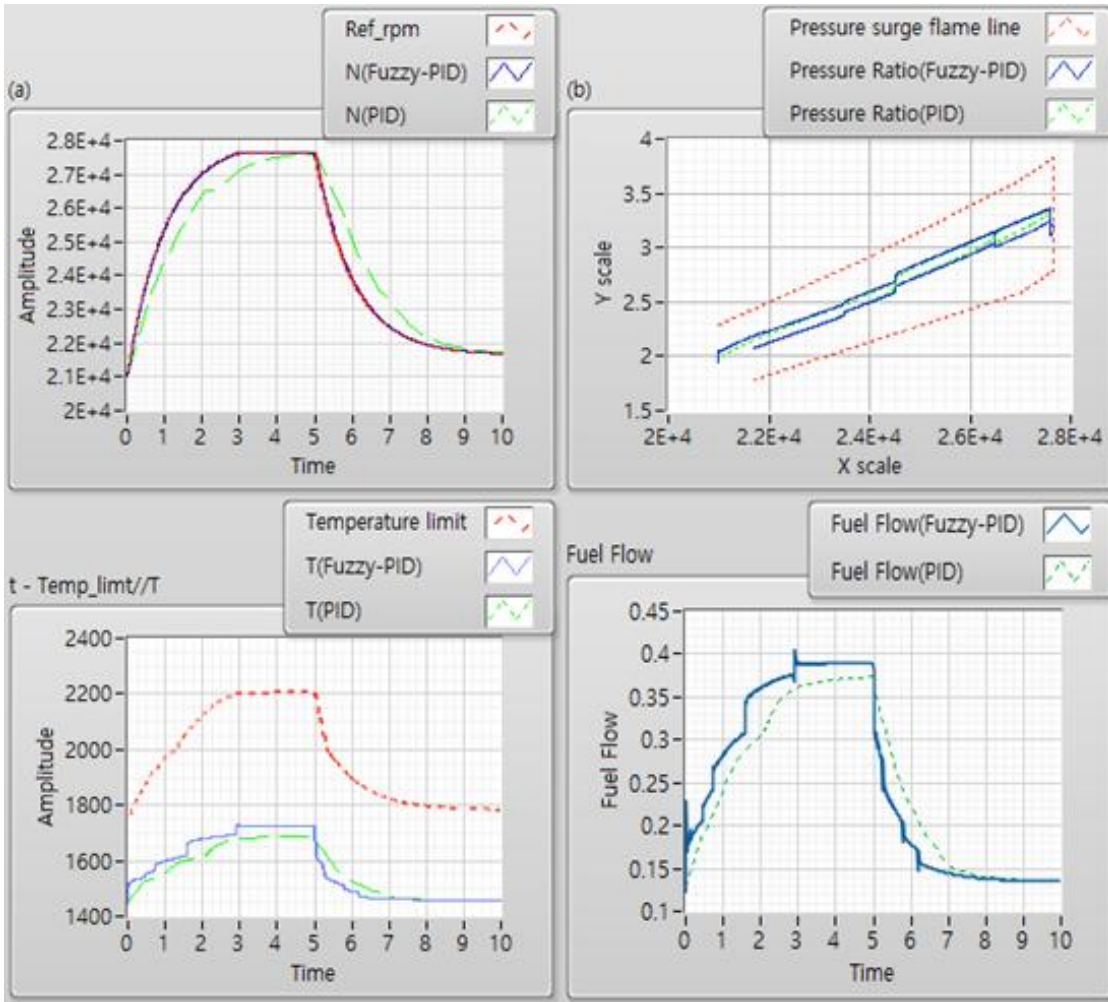


그림 4. 시뮬레이션 결과(Fuzzy-PID, PID 비교). (a) 압축기 회전 속도, (b) 압축기 출구 압력비, (c) 터빈 입구 온도 (d) 연료 유량

Fig. 4. Simulation results (compare Fuzzy-PID and PID). (a) compressor rotation speed, (b) compressor outlet pressure ratio, (c) turbine inlet temperature, and (d) fuel flow rate.

Fuzzy 입력 변수의 언어값을 $e_N = x_1^0, e_p = x_2^0$ 라 할 때 “x는 A이다” 라는 조건의 적합도를 $A(x^0)$ 라고 하면 두 입력 e_N 과 e_p 의 적합도는 다음의 Mamdani 방법[6]으로 정한다.

$$W_i = A_{i1}(x_1^0) * A_{i2}(x_2^0), \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (5)$$

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

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

추론 결과인 출력 Q를 이용하여 PID 게인 값은 다음과 같이 정한다.

$$K_p = Q * k_1, \quad K_I = Q * k_2, \quad K_D = Q * k_3 \quad (7)$$

여기서, k_1, k_2, k_3 : 상수.

IV. 모의실험

제안된 Fuzzy-PID 제어기에 대한 성능을 확인하기 위해 모의실험은 LabVIEW를 이용하여 시뮬레이션을 실시하였다. 엔진은 식(8)과 같은 상태방정식으로 나타낸 선형 모델을 사용하였다.

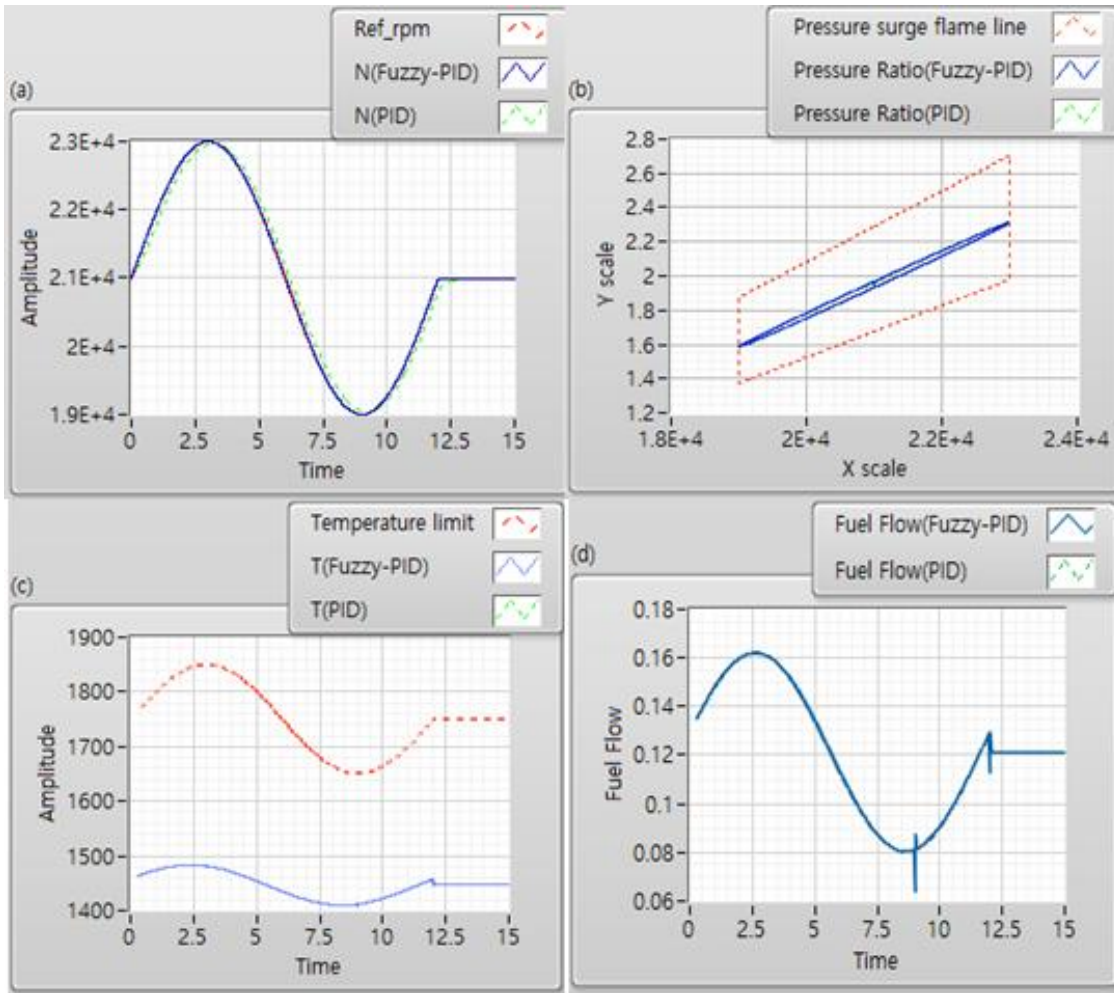


그림 5. 시뮬레이션 결과(Fuzzy-PID, PID 비교). (a) 압축기 회전 속도, (b) 압축기 출구 압력비, (c) 터빈 입구 온도 (d) 연료 유량

Fig. 5. Simulation results(compare Fuzzy-PID and PID). (a) compressor rotation speed, (b) compressor outlet pressure ratio, (c) turbine inlet temperature, and (d) Fuel flow rate.

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

여기서 $x_p = [x_{p1} x_{p2} x_{p3}]^T$ 는 상태변수 벡터, x_{p1} 는 압축기 회전 속도, x_{p2} 는 터빈 입구 온도, x_{p3} 는 압축기 출구 압력, u_p 는 연료유량이다.

시뮬레이션은 그림4와 같이 엔진이 21000 rpm으로 회전하고 있는 상태에서 3초 동안 엔진 회전 속도를 27650 rpm까지 가속시키고 그 후 속도를 유지하다가 감속시키는 속도 프로파일을 사용하였다. 이러한 경우에 엔진이 surge 및 flame out 현상을 일으키지 않으면서 작동함을 확인하였다. 그림4는 Fuzzy-PID 제어를 적용한 경우와 고전 PID 제어를 적용한 경우에 대한 비교 실험 결과 그래프이다. 두 제어기 모두 서지 제어선 범위 안에 있어 모두 우수한 성능을 보여주지만 Fuzzy-PID의 경우 신속한 응답 특성과 과도응답 특성이 개선됨

을 알 수 있다.

그림 4의 (a)를 보면 Fuzzy-PID 제어기가 기준속도에 대한 빠른 응답 특성을 나타냄을 알 수 있다. 이와 동시에 (b)와 (c)에서는 surge와 flame out 제어선을 넘지 않고 터빈 입구 온도도 안정적으로 유지하면서 (d)의 연료 유량의 흐름을 보여준다. 제안된 Fuzzy-PID의 게인 값은 K_p, K_I, K_D 으로 정하고 가중치 Q는 상태에 따라 Fuzzy 규칙에 의해 정해진다. 각각의 PID 게인 값은 $K_p=0.00005, K_I=0.00009, K_D=0.000001$ 이다. 그림 5는 3초 동안 엔진 회전 속도를 2000 rpm 가속시키고 그 후 6초간 4000 rpm 감속 후 다시 2000 rpm 가속시키는 sin 형태의 시뮬레이션 그래프이다.

V. 결 론

본 논문에서는 Fuzzy-PID 제어기법이 적용된 소형 무인항공기용 터보제트 엔진 제어기를 설계하였다. 엔진의 가·감속 시 발생할 수 있는 서지와 flame-out을 방지하기 위해 가속도를 기준 입력으로 하고 Fuzzy-PID 제어기를 구성하고 LabVIEW를 이용한 시뮬레이션을 하여 고전 PID와의 비교를 통해 성능을 입증하였다. 그리고 안전하며 속도, 압력, 온도 및 연료 유량에 대해 정상 상태에서 요구되는 성능을 유지하고 빠른 응답 특성을 확인하였다.

감사의 글

본 연구는 2016년도 국토교통부의 「항공인력 양성을 위한 특성화 대학 지원사업」의 지원을 받아 이루어진 연구로서, 관계부처에 감사드립니다.

참고 문헌

[1] B. Lehtinen, "Application of advanced control techniques to

aircraft propulsion systems," in *First Annual NASA Aircraft Controls Workshop*, Hampton: VA, Oct. 1983.

- [2] R. A. Harrison, and M. S. Yates, "Gas turbine fuel control systems for unmanned applications," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 110, No. 1, pp. 33-40, 1988.
- [3] J. H. Boo, M. S. Pang, K. W. Lee, S. S. Yoo, and C. D. Kong, "Characteristics of a turbojet engine linear model using DYGABCD code," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 21, No 1, pp.81-90, 1993.
- [4] L. X. Wang, and J.M. Mendel, "Fuzzy basis functions universal approximation and orthogonal least squares learning," *IEEE Transactions on Neural Networks*, Vol. 3, No. 5, pp. 804-814, 1992.
- [5] D. Misir, H.A. Malki, and G. Chen, "Design and analysis of a fuzzy proportional integral derivative controller," *Fuzzy Sets and Systems*, Vol. 79, No 3, pp. 297-314, 1996.
- [6] S. Chae and Y. S. Oh, *Fuzzy Theory and Control*, 1st ed. Seoul, Korea: Cheongmoongak, 1995.



신 행 철 (Haeng-Cheol Shin)

2015년 2월 : 한서대학교 항공전자공학과 (공학사)
 2015년 3월 ~ 현재 : 한서대학교 항공시스템공학과 석사과정
 ※ 관심분야 : 항공전자, 무인항공기, 항공기 시스템



지 민 석 (Min-Seok Jie)

2006년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학박사)
 2007년 ~ 2008년 : 한국과학기술연구원 지능로봇센터 Post Doc.
 2015년 ~ 2016년 : Purdue University 방문 교수
 2008년 3월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자공학과 부교수
 ※ 관심분야 : 강인제어, 로봇 비전, 무인항공기 제어