

論文

소형 터보제트 엔진의 서지 제어를 위한 퍼지추론 기법

지민석*, 홍승범**

Surge Control of Small Turbojet Engines
with Fuzzy Inference Method

Min-Seok Jie*, Seung-Beom Hong**

ABSTRACT

The surge control system in unmanned turbojet engine must be capable of accounting uncertainties from engine transient conditions, random fluctuations of key parameters such as air pressure and fuel flow and engine modeling errors. In this paper, taking into consideration of its effectiveness as well as system stability, a fuzzy PI controller is proposed. The role of the fuzzy PI controller is to stabilize the unmanned aircraft upon occurring unexpected engine surge. The proposed control scheme is proved by computer simulation using a linear engine model. The simulation results on the state space model of a small turbojet engine illustrate the proposed control system achieves the desired performance.

Key Words : Turbojet Engine(터보제트 엔진), Fuzzy Logic(퍼지 논리), Surge Control(서지제어), Speed Control(속도제어), Fuel Flow(유량)

1. 서 론

기존의 항공기 엔진 제어 시스템은 엔진 시동, 공회전, 그리고 추력 제어의 기본적인 기능만을 수행하도록 개발되어왔다. 하지만, 최근에는 자동 계기 비행기술이 발달함에 따라 항공기 엔진 제어 시스템을 디지털 전자식으로 전환하고 있으며 컴퓨터 및 응용 기술의 발달로 추력 제어뿐만 아니라 감시 및 고장진단 기능까지 포함하는 제어시스템의 개발로 이어지고 있다. 항공기 이착륙시 엔진의 가속과 감속에 대한 응답 성능을 최적화하고, 이착륙시 요구되는 고 추력으로 인해 발생할 수 있는 엔진 서지 및 flame out을 방지할 수 있게 자동으로 공기

의 흐름과 로터의 속도를 제어한다.

또한 항공기 엔진의 인렛과 아웃렛의 온도를 측정하여 그에 따라 로터의 속도를 제어함으로써 고온으로 인한 엔진의 손상 및 항공기 운항시 연료 소모를 최적화 할 수 있는 엔진 제어에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[1].

엔진 제어시스템을 디지털 전자식으로 구현하면서 다변수 제어 기법을 적용한 엔진제어시스템에 대한 많은 연구가 진행되어 왔다. 엔진을 작동점에서 선형화한 선형 모델에 LQG/LTR (Linear Quadratic Gaussian/Loop Transfer Recovery) 기법을 적용한 연구[2-6]는 외란의 영향을 줄이고 불확실성을 가지는 엔진 시스템에 대해 강인한 특성을 가지는 장점이 있다. H_infinite 기법을 적용한 다변수 엔진 제어 시스템 설계에 대한 연구[7-8]에서 불확실성을 가지는 엔진 시스템에 적용하면 gain scheduling 노력을 줄일 수 있으며 비교적 단순하기 때문에 LQG/LTR 기법보다 우수하다고 할 수 있다.

또한 A. Garassino[9]는 퍼지추론 기법을 적용한 엔진 제어 시스템을 설계하였으며, N. Kulkarni[10]는 지능제어 기법에 의한 엔진제어시스템의 설계기

2009년 11월 13일 접수 ~ 2009년 12월 4일 심사완료

* 한서대학교 항공전자시뮬레이션학과

연락처, E-mail : jiems@hanseo.ac.kr

충남 태안군 남면 신온리 한서대학교 태안비행장

**한서대학교 항공전자시뮬레이션학과

법을 제안하였다. 또한 Y. Diao[11]는 적응제어 기법을 적용한 엔진 제어 시스템 설계기법을 제시하는 등 다양한 제어기법을 적용한 엔진제어에 관한 연구가 진행되어왔다.

소형 터보제트 엔진 압축기의 서지 동작점(surge operation point)은 그림 1에서 보는바와 같이 서지 제어선에 아주 가깝게 근접함을 알 수 있다. 엔진을 가속하는 과정에서 발생하는 서지현상을 방지하기 위한 서지제어는 블리드 공기밸브(bleed air valve)를 제어하거나 엔진 가속도를 제한하여 서지가 발생되지 않도록 제어한다. 그러나 엔진의 성능을 극대화하기 위해서는 엔진의 작동선이 서지한계선에 근접하도록 제어해야 하므로 엔진 제어 시스템은 최소 서지여유를 유지하면서 엔진이 가속되도록 설계되어야 한다.

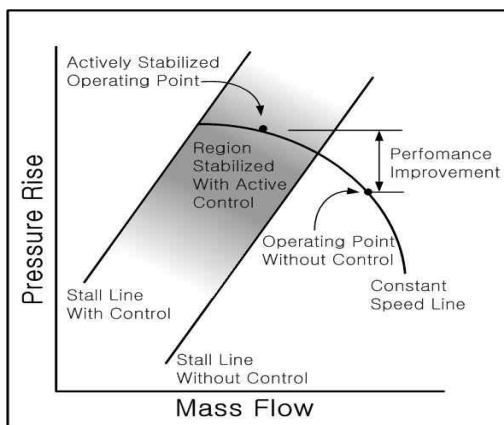


Fig 1. Surge Operation Point

그리고, 항공기용 터보제트/팬 엔진 제어에 대해 지금까지 발표된 연구는 연료유량 및 배기노즐 면적 제어를 통한 엔진 추력제어와 엔진 가속과정에서 발생하는 서지현상을 방지하기 위한 서지제어로 크게 구분할 수 있다.

서지제어에 관한 연구는 바이패스 덕트(by-pass duct)를 가지는 엔진에서 이 덕트의 밸브를 개폐하여 서지제어를 하는 기법[12], 그리고 피드백 선형화 기법을 적용하여 축류 압축기에서 서지제어를 하는데 있어 서지 모델에 대한 관측기를 포함하는 비선형 제어 시스템을 설계[13]에 관한 연구가 진행되었다. C. Tourne[14]는 엔진 가속이 서지 한계선에 인접하여 이루어지도록 함으로써 엔진 성능을 극대화시키는 제어시스템을 슬라이딩 모드 제어 기법을 적용하여 설계하였고, W. Haddad는 축류 압축기에서 발생할 수 있는 서지현상을 제어하기 위하여 최적 기반 강인 비선형 제어기법을 적용한 서지제어

기법[15]을 제시하였다. 또한 제트 엔진의 압축기 제어에 H_2 , H_∞ 기법[16]을 적용한 터보제트 서지 제어 시스템 설계기법 등 많은 연구가 수행되었다. 또한 Jie[17]는 소형터보제트 엔진 제어시 발생하는 서지를 제어하기 위해 기준 속도 대신 기준가속도를 사용하여 서지 제어를 수행하였으나 이는 속도센서뿐만 아니라 가속도 센서를 추가하여야 하며 항공기 중량 및 가격면에서 불리한 측면이 있다.

본 연구에서는 퍼지추론 제어 기법을 사용하여 소형터보제트 엔진의 속도를 제어하고, 가감속시 발생할 수 있는 서지 및 flame out을 제어하고자 한다. 적용된 터보제트 엔진 모델은 연료 유량만이 입력이 되는 단일 입출력 시스템이며 퍼지 추론에 의해 입력을 설계한다. 제안된 기법을 선형 모델 엔진에 적용하고 MATLAB을 이용한 컴퓨터 시뮬레이션을 통하여 설계된 제어기의 성능을 입증하고자 한다.

II. 터보제트 엔진 제어 시스템

2.1 터보제트 엔진

제어 대상인 터보제트 엔진의 구성은 그림 2와 같이 압축기(Compressor), 연소기(Combustor)와 터빈(Turbine), 그리고 배기 노즐로 구성되어 있다.

제어시스템에서 요구되는 측정 상태변수들은 대기압(PT2I), 압축기 회전속도(NPL, NHP), 압축기 출구 압력(PT2), 터빈 입구 온도(TBT)와 배기노즐 면적(Nozzle Area) 등이며 제어기로부터 출력되는 제어 명령은 연료유량(WF)과 배기노즐 면적(A8)이다.

압축기에서 압축된 공기는 압축기를 지나면서 연료와 혼합된다. 연료와 혼합된 혼합공기는 연소기내에서 연소되고 연소된 가스는 터빈을 지나면서 에너지를 반환하고 배기 노즐을 통하여 대기로 배출된다. 터보 제트 엔진의 가/감속은 연료유량과 배기 노즐 면적을 조절하여 이루어진다. 연소되어 팽창된 가스는 터빈을 회전시키고 축에 연결된 압축기를 회전시킨다. 엔진 추력은 압축기 회전속도에 비례하므로 직접 측정하지 못하는 추력대신 회전속도를 측정하여 엔진 제어시스템에 사용한다. 요구 추력을 얻기 위한 엔진 가속제어는 요구 추력을 압축기 회전속도로 변환시킨 속도 명령을 추종하도록 연료유량을 제어하여야 한다.

2.2 서지 및 flame out 제어

엔진에서의 서지 현상은 공기 유량이 급격히 증가하여 압력이 낮아짐으로써 압축기가 진동하여 엔

진이 손상되는 현상으로 엔진을 급가속시킬 때 주로 발생하게 된다.

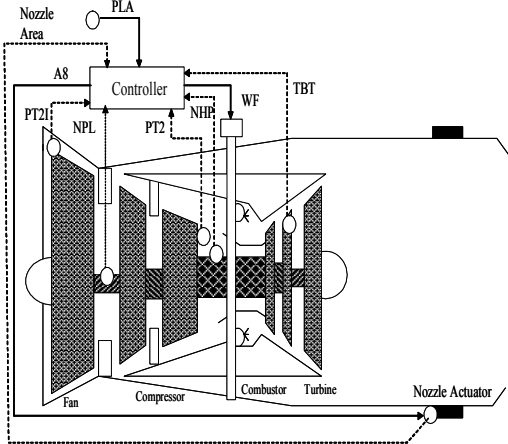


Fig 2. Schematic of a turbojet engine

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 가속 시켜야 한다.

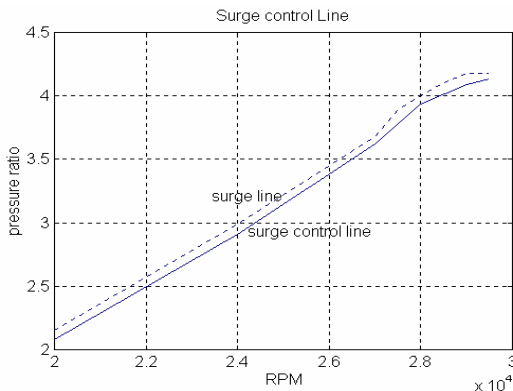


Fig 3. Approximation of surge control line

그러나 엔진 추력 효율을 높이기 위해서는 엔진 작동선이 서지 한계선에 근접하도록 하여야 한다. 따라서 엔진 가속제어의 경우 적절한 서지 여유를 유지하면서 급가속되도록 엔진제어가 이루어져야 한다.

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

여기서 surge lin은 서지 한계선이고 surge control line은 엔진 가속시 서지 여유를 가지면서

엔진 작동선이 추종해야 될 기준선을 나타낸 것이다.

$$P_{sgcon} = \begin{cases} \frac{(2.912 - 2.082)(N - 20000)}{4000} + 2.082, & N < 24000 \\ \frac{(3.622 - 2.912)(N - 24000)}{3000} + 2.912, & 24000 \leq N < 27000 \\ \frac{(3.938 - 3.622)(N - 27000)}{1000} + 3.622, & 27000 \leq N < 28000 \\ \frac{(4.088 - 3.938)(N - 28000)}{1000} + 3.938, & 28000 \leq N < 29000 \\ \frac{(4.135 - 4.088)(N - 29000)}{1000} + 4.088, & 29000 \leq N < 29500 \\ 4.135, & 29500 \leq N \end{cases} \quad (1)$$

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

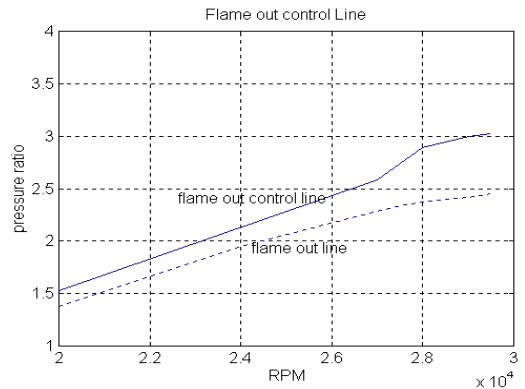


Fig 4. Approximation of flame out control line

또한, 그림 4에서 flame control line은 엔진 감속시 엔진 작동선이 추종해야 될 기준선을 나타낸 것이며 flame out 제어선을 압축기의 회전 속도에 따라 근사화하였고, 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.

2.3 퍼지추론 제어기

소형 터보제트 엔진제어는 운항환경에 따라 시스템 파라미터 변동이 발생하는 비선형시스템이므로 파라미터 변동에 강인하게 반응하는 제어시스템

설계가 요구된다. 본 연구에서는 압축기로부터 회전속도가 기준 회전속도를 추종하도록 퍼지추론 제어기법을 적용하여 연료유량 제어기를 설계하고자한다. 그림 6과 같이 서지를 고려한 기준속도 N_d 를 설정하고 엔진 가속이 기준 명령을 추종하도록 하는 퍼지추론 연료유량 제어시스템을 구성한다. 기준 가속도에 대한 압축기 회전 속도 오차를 $e_N = N_d - N$ 으로 정의하고 퍼지추론 연료 유량 제어 입력은 다음과 같이 PI 제어 구조로 한다.

$$u_p(t) = K_p(e_N e_p) e_N + K_I(e_N, e_p) \int_0^t e_N(\tau) d\tau \quad (3)$$

여기서, e_p 는 서지 제어선에서의 압력비에 대한 압축기 출구에서의 압력비 오차이다. 제어 이득 K_p 와 K_I 는 e_N 과 e_p 를 이용한 퍼지추론에 의해 정한다.

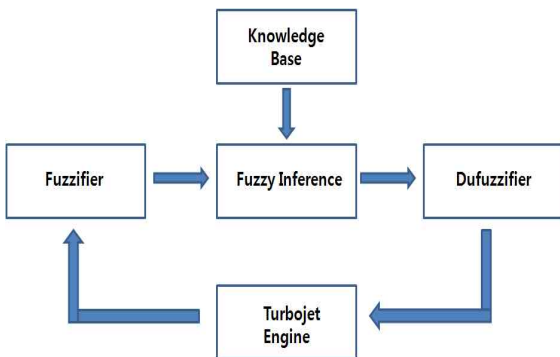


Fig 5. Basic Concept of Fuzzy Logic Controller

퍼지 제어기는 언어적 형식의 제어 규칙으로 이루어져 있으며 퍼지 규칙에 따라 제어입력이 결정된다. 제어값은 퍼지 제어기의 알고리즘에 의해 결정되며 이러한 제어값을 결정하기 위한 퍼지제어기의 구성은 그림 5와 같으며 그 구성요소는 퍼지화부, 의사결정부, 지식기반부, 비퍼지화부, 제어대상으로 구분된다.

퍼지 입력 변수를 e_N 과 e_p 로 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 나누는데 소속함수는 그림 7과 같이 정한다.

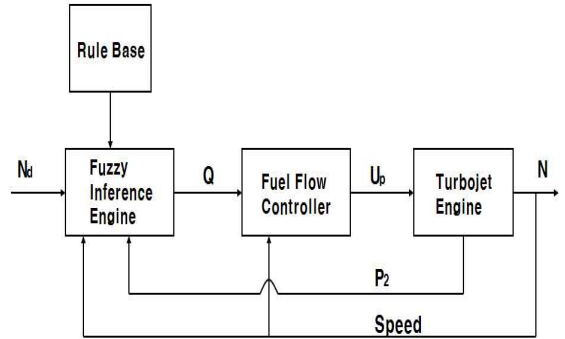


Fig 6. Structure of the engine control system using fuzzy-inference method

표 1. Fuzzy Rules

$e_N \backslash e_p$	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 과정을 통해 제어 입력에 사용된다. 퍼지 입력과 퍼지제어 규칙으로부터 제어량의 퍼지값을 추론하기 위한 추론법에는 무한치 논리를 기반으로 하는 추론법과 퍼지논리를 기반으로 하는 추론법이 있으며 시스템 제어에서는 계산상의 간단함때문에 무한치 논리를 기반으로 하는 추론법이 많이 사용된다. 무한치 논리를 기반으로 하는 추론법에는 합성에 의한 방법, Tsukamoto 방법, Takagi & Sugeno의 방법이 있으며 본 연구에서는 합성에 의한 방법중 Mamdani의 추론법을 사용한다.

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 다음과 같다.

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

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

$$Q = \frac{\sum_{i=1}^n W_i Q_i}{\sum_{i=1}^n W_i} = \frac{W_1 Q_1 + W_2 Q_2}{W_1 + W_2} \quad (5)$$

추론 결과인 Q를 이용하여 PI 제어 이득을 다음과 같이 정한다.

$$K_p = Q^* k_1, \quad K_I = Q^* k_2, \quad k_1, k_2 : \text{상수} \quad (6)$$

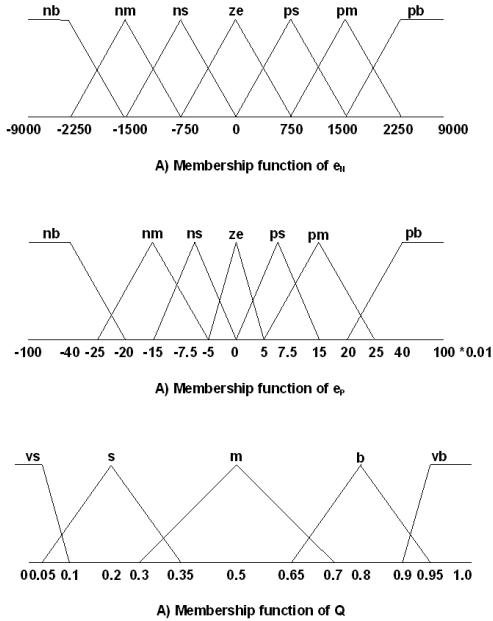


Fig 7. Membership functions for input and output variables

III. 모의실험

DYGABCD 프로그램 패키지를 이용하여 얻은 선형 모델 엔진에 대해 제안된 퍼지추론 제어를 적용한 컴퓨터 모의실험을 MATLAB을 사용하여 실시하였다. 엔진 선형 모델은 각 작동점에서 상태변수와 연료유량의 미소변동에 대해 선형화한 것으로 다음과 같은 선형 상태방정식으로 표시된다.

$$\dot{x}_p(t) = A_p x_p(t) + B_p u_p(t) \quad (7)$$

여기서 $x_p = [x_{p1} \ x_{p2} \ x_{p3}]^T$ 는 상태변수 벡터로 x_{p1} 은 압축기 회전속도, x_{p2} 는 터빈 입구 온도이고 x_{p3} 는 압축기 출구 압력이며 u_p 는 연료 유량이다. 행렬 A_p, B_p 는 최대 회전속도를 100%로 할 때 50%,

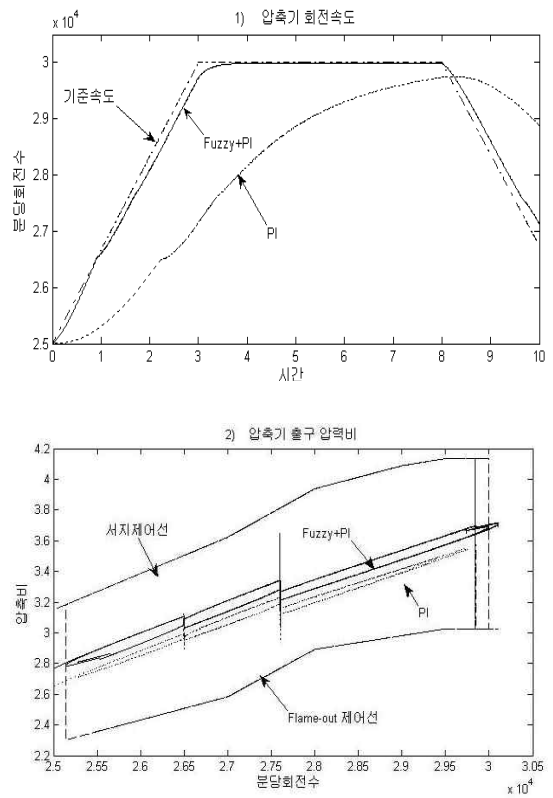
60%, 70%, 80%와 90%에서 선형화하여 얻은 시스템 행렬과 입력 행렬이다.

제안된 방식에 의한 제어시 압축기 출구 압력비가 서어지 제어선을 넘지 않으면서 소형터보제트 엔진을 보호하고, 기존의 PI제어 방식에 의한 제어결과와 비교함으로써 퍼지제어의 성능을 입증해 보이기로 한다.

시뮬레이션은 그림 8과 같이 엔진이 25000rpm에서 회전하고 있는 상태에서 약 3초동안 30000 rpm까지 가속시킨 후 5초 동안 이 속도를 유지하고 감속시키는 기준속도에 대해 엔진이 서지 및 flame out을 일으키지 않으면서 기준속도를 추종하는가를 확인하였다.

퍼지제어의 이득은 $K_p = Q \times 0.0000025$, $K_I = Q \times 0.00003$ 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



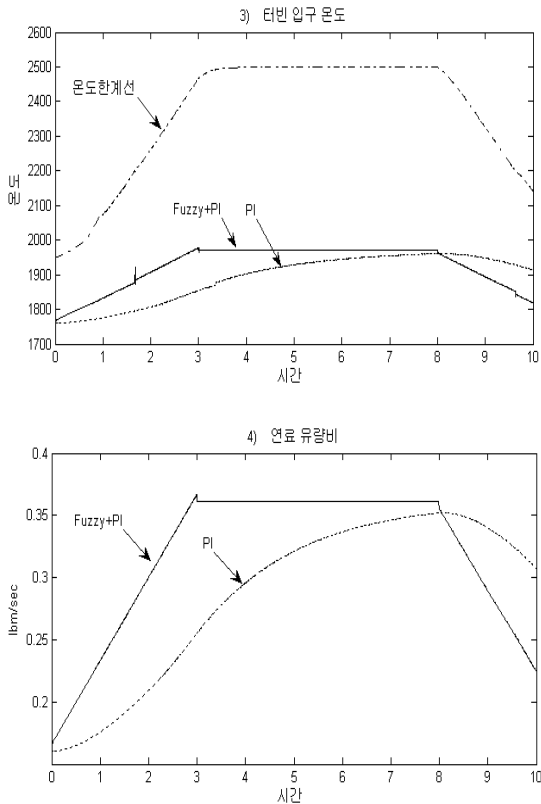


Fig 8. Simulation results

- 1) compressor rotation speed
- 2) compressor outlet pressure ratio
- 3) turbine inlet temperature
- 4) fuel flow rate

모의실험 결과에서 피킹이 발생된 것은 이 회전 속도에서 엔진의 선형 모델 변경에 따른 현상이다. 제안된 퍼지추론 PI 제어기와 고전 PI제어기의 성능 비교 결과 퍼지 제어방식이 서어지 제어선과 flame out 제어선을 넘지 않으면서 엔진 가속속 특성이 우수함을 알 수 있었다. 모의 실험시 터빈입구 온도가 이 한계를 넘는 경우 또는 서지 제어선을 점선으로 나타내고 압축기의 압력비가 이 한계를 넘는 경우 강제로 연료유량 상승을 줄이도록 하는 보호기능이 작동하도록 하였으나 본 모의실험에서 이와 같은 현상은 발생하지 않았다.

IV. 결 론

본 연구에서는 연료유량만을 제어입력으로 갖는 소형 터보제트 엔진에 대한 제어시스템을 퍼지 추

론 기법을 적용하여 설계하고 모의실험을 통해 성능을 검증하였다. 정해진 퍼지추론 방법에 따라 PI 제어 이득이 조정됨으로써 엔진이 서지 현상을 일으키지 않으면서 과도응답특성이 개선됨을 보였다. 하지만 정상상태 응답오차가 발생하는 문제점은 향후 연구에서 고려해야 할 것이다.

참고문헌

- [1] Garg, S., "Propulsion Controls and Health Management Research," Combustion, Airbreathing Propulsion Joint Meeting, Destin, Florida, April. 2002.
- [2] M. Athans, P. Kapsouris, E. Kappos, and H. A. Spang, "Linear-Quadratic Gaussian with Loop-Transfer Recovery Methodology for F-100 Engine," Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol.9, no.1, Jan.-Feb. 1986,
- [3] S. Garg, "Turbofan Engine Control System Design Using the LQG/LTR Methodology," Proc. of ACC, Pennsylvania, 1989.
- [4] S. Garg, D. L. Mattern, and R. E. Bullard, "Integrated Flight/Propulsion Control System Design Based on a Centralized Approach," Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol.14, no.1, Jan-Feb. 1991.
- [5] D. E. Moellenhoff, S. V. Rao, and C. A. Skarvan, "Design of Robust Controllers for Gas Turbine Engines," Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, vol. 113, Apr. 1991.
- [6] Q. Song, J. Wilkie, and M.J. Grimble, "Robust controller for gas turbines based using LQG/LTR design with self-tuning features," J. of Dynamic Sys. Meas. and Contr., vol.115, Sep. 1993.
- [7] S. R. Watts and S. Garg, "A Comparison of Multivariable Control Design Techniques for a Turbofan Engine Control," ASME Paper 95-GT-258, 1995.
- [8] D. K. Frederick, S. Garg, and S. Adibhatla, "Turbofan Engine Control Design Using Robust Multivariable Control Technologies," IEEE Trans. Contr. Systems Tech. vol. 8, no.6, Nov. 2000.
- [9] A. Garassino, "An advanced control system for turbofan engine: multivariable control and fuzzy logic," ASME 95-GT-344, 1995.

- [10] N. Kulkarni and K. KrishnaKumar, "Intelligent Engine Control Using an Adaptive Critic," IEEE Trans. Contr. Systems Tech. vol. 11, no.2, Mar. 2003.
- [11] Y. Diao and K. M. Passino, "Adaptive Control for a Class of Nonlinear Time-Varying Systems," Proc. of ACC, June 2001.
- [12] A. Kolnsberg, "Reasons for centrifugal compressor surging and surge control," J. of Engineering for Power, vol.101, Jan. 1979.
- [13] O. Badmus, S. Chowdhury, and C.N. Nett, "Feedback linearizing control of surge in an axial compression system:theory and experimental validation," ASME 95-GT-176, 1995.
- [14] C. Tournes and Y. B. Shtessel, "Controlling Transient Deviations from Adaptation Lines in Turbojet Engines Compressor Fields via Sliding Mode," Proc. of the IEEE CCA, Oct. 1997.
- [15] W. M. Haddad, A. Leonessa, V. S. Chellaboina, and J. L. Fausz, "Nonlinear Robust Disturbance Rejection Controllers for Rotating Stall and Surge in Axial Flow Compressors," IEEE Trans. Contr. Systems Tech. vol. 7 no.3 May 1999.
- [16] M. Hardt, W. Helton, and K. K. Delgado, "Numerical Solution of Nonlinear H₂ and H_∞ Control Problems with Application to Jet Engine Compressors," IEEE Trans. Contr. Systems Tech. vol. 8 no.1 Jan. 2000.
- [17] M. S. Jie, E. J. Mo, G. Y. Hong, and K. W. Lee, "Fuzzy Logic Controller for Turbojet Engine of Unmanned Aircraft," Lecture Notes in Artificial Intelligence 4251. 2006.