

퍼지추론 기법에 의한 터보제트 엔진제어

지민석, 이영찬, 이강웅, 기자영*, 공창덕*
한국항공대학교 항공전자공학과
* 조선대학교 우주항공공학과

Turbojet Engine Control using Fuzzy Inference Method

Min Seok Jie, Young Chan Lee, Kang Woong Lee,
Ja Young Ki*, Chang Duk Kong*
Dept. of Avionics, HanKuk Aviation University
* Dept. of Aerospace Eng. Chosun University
E-mail : tomsey@korea.com

Abstract

In this paper we propose a turbojet engine controller based on fuzzy inference method. Fuel flow control input is designed by fuzzy inference in order to avoid surge and flame-out during acceleration and deceleration. Acceleration and deceleration demands are used as control commands, which can achieve effective performance without surge and flame-out.

I. 서론

항공기용 터보제트 엔진 제어는 용도에 따라 다양한 기동 특성을 요구한다. 전투기나 표적용으로 사용되는 무인항공기에서는 급격한 기동특성이 요구되며 여객이나 수송용의 항공기에서는 완만한 기동 특성이 요구된다. 따라서 항공기 용도에 따라 엔진 제어시스템 구성이 달라져야 하는데 안전성과 신뢰성이 보증되며, 엔진시동, 공회전과 추력제어의 기능을 수행하도록 해야 한다. 또한 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 감지 및 진단 기능까지 포함하도록 설계

되어야 한다.

이와 같은 목표를 달성하기 위해서는 엔진제어시스템이 디지털 전자식으로 구현되어야 하며, 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. 이 들 방법은 외란 및 파라미터 변동에도 강한 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 배기노즐 면적이 고정되어 있고 연료유량만을 제어하여 원하는 엔진 성능을 얻는 단일 입출력 시스템[5]이므로 여기에 적합한 엔진제어시스템을 설계하여야 한다.

엔진 제어시스템의 설계에 있어 고려해야할 중요한 요소 중의 하나는 원하는 엔진 추력을 얻기 위하여 엔진을 가속시키거나 감속시키는 경우 엔진이 서지현상이 발생되지 않도록 하고 flame-out되지 않도록 할 뿐만 아니라 허용한계온도를 초과하지 않도록 보호시스

템을 설계하는 것이다. 이와 같은 보호 시스템은 급격한 기동을 요하는 엔진의 경우 특히 중요하며 엔진 성능을 결정하는 요소가 된다. 엔진 가속시 발생하는 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 소형 제트엔진에 대한 엔진제어시스템을 퍼지추론 기법을 적용하여 설계하고자 한다. 엔진 가속시 문제가 되는 서지현상을 방지하기 위하여 서지현상을 피하기 위한 기준 가속도를 설정하고 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 제어시스템 설계

단축 터보제트 엔진은 그림 1과 같이 압축기, 연소기, 터빈과 배기노즐로 구성되어 있으며 흡입되는 공기는 압축기에서 압축된 후 연소기에서 연료와 혼합되어 연소된다. 연소되어 팽창된 가스는 터빈을 회전시키고 축에 연결된 압축기를 회전시킨다. 엔진 추력은 압축기 회전속도에 비례하므로 직접 측정하지 못하는 추력대신 회전속도를 측정하여 엔진 제어시스템에 사용한다.

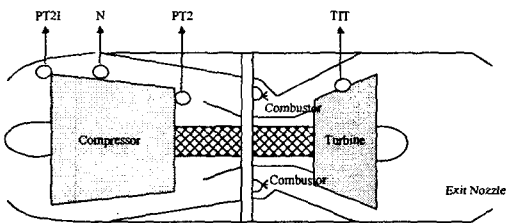


그림 1 터보제트 엔진 구조

Fig. 1 Schematic of a turbojet engine

요구 추력을 얻기 위한 엔진 가속제어는 요구 추력을 압축기 회전속도로 변환시킨 속도 명령을 추종하도록 연료유량을 제어하여야 한다. 엔진을 가속시키는 경우 급격한 공기유량 증가에 따라 압축기 압력이 감소하는 서지현상이 발생하게 되어 엔진이 손상될 수 있다. 따라서 엔진 가속시 서지현상이 발생되지 않도록 하여야 하는데 급 기동이 요구되거나 엔진 효율을

높이기 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. 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.

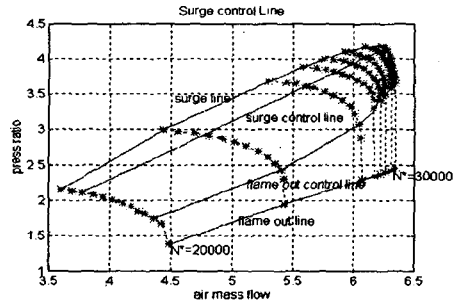


그림 2 서지제어선 설정

Fig. 2 surge control line

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 3과 같이 서지를 고려한 기준 기속도 N_d 를 설정하고 엔진 가속이 기준 명령을 추종하도록 하는 퍼지추론 연료유량 제어시스템을 구성한다. 기준 가속도에 대한 압축기 회전 가속도 오차를 $e_N = N_d - N$ 으로 정의하고 퍼지추론 연료 유량 제어 입력은 다음과 같이 PI 제어 구조로 한다.

$$u_p(t) = K_p(e_N, e_p)e_N + K_I(e_N, e_p) \int_0^t e_N(\tau) d\tau \quad (1)$$

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.

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 4와 같이 정한다.

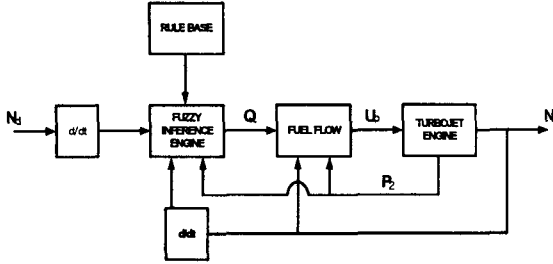


그림 3 퍼지추론에 의한 엔진 제어시스템 구조
Fig. 3 Structure of the engine control system using fuzzy-inference method

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 할때 "x는 A이다" 라는 조건의 적합도를 $A(x^0)$ 라 하면 두 입력의 적합도는 다음의 Mamdani 방법으로 정한다

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

표 1 퍼지규칙
Table. 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

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.

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

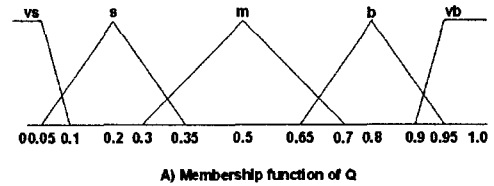
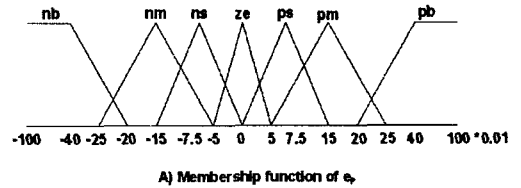
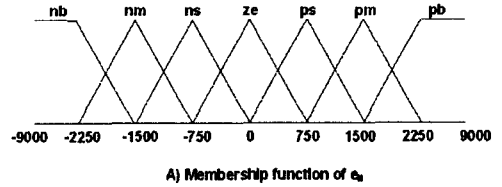


그림 4 입력과 출력변수에 대한 소속함수들
Fig 4 Membership functions for input and output variables

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 $x_p = [x_{p1} \ x_{p2} \ x_{p3}]^T$ 는 상태변수 벡터로 x_{p1} 은 압축기 회전속도, x_{p2} 는 터빈 입구 온도이고 x_{p3} 는: 압축기 출력 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.

시뮬레이션은 엔진이 24000rpm에서 회전하고 있는 상태에서 약 1700rps의 가속도로 29000rpm까지 가속시킨 후 5초 동안 이 속도를 유지한 후 500rps로 감속시켜 27500rpm을 유지하는 명령에 대해 서지 및 flame-out을 일으키지 않으면서 명령을 추종하는가를 확인하였다.

시뮬레이션 결과 엔진 가감속 명령에 대해 엔진이 서지제어선 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. 터빈입구온도 상승 한계선을 점선으로 나타내고 터빈입구 온도가 이 한계를 넘으면 강제로 연료유량 상승을 줄이도록 하였으나 본 시뮬레이션의 경우 이와 같은 현상이 나타나지 않으므로 보호기능이 작용하지 않는다.

- a) 압축기 회전속도 b) 압축기 출구 압력비
- c) 터빈 입구온도 d) 연료 유량

IV. 결론

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

참고문헌

- [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.

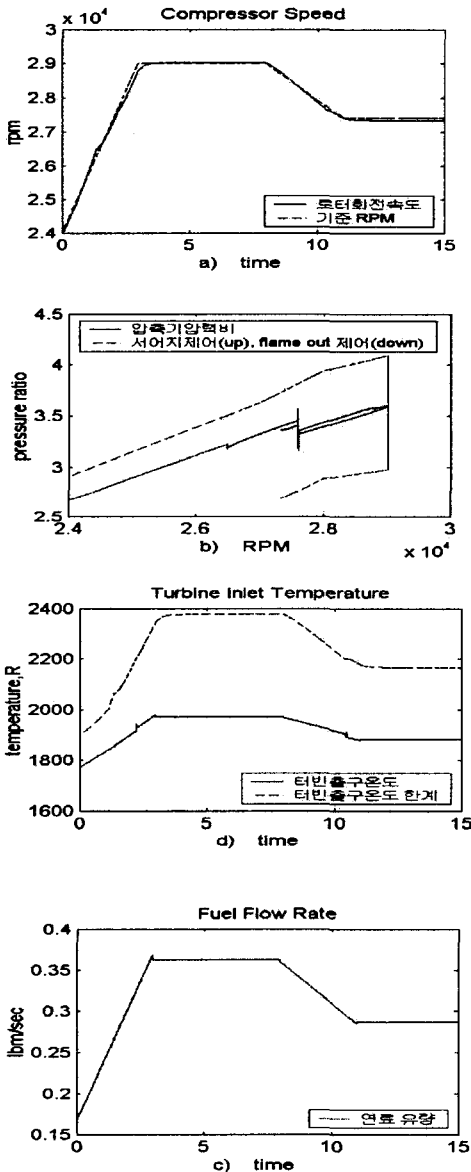


그림 5 시뮬레이션 결과
Fig. 5 Simulation results