

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.5.431>

고기동 무인항공기용 터보제트엔진의 비선형 제어

한동주*, 오성환**

Non-linear Control of Turbojet Engine for High Maneuverability UAV

Dong-Ju Han* and Seong-Hwan Oh**

ABSTRACT

Non-linear turbojet engine controller with high operational performance has been designed for the high maneuverability UAV. The turbojet engine dynamic performance code has been developed to reflect the non-linear characteristics on controller design, by which the necessity of non-linear controller design was justified by investigating the limitation of linear model derived from the dynamic performance. The PI-like fuzzy controller was designed and enhanced by combining with conventional derivative control. This designed fuzzy controller proves its effectiveness by showing superior control performances over the conventional PID controller along with guaranteeing the safe operation within compressor surge, flame out and turbine temperature limits etc.

초 록

고기동 무인항공기용 터보제트엔진의 고성능 운용을 위한 비선형 제어를 설계하였다. 제트엔진의 비선형특성을 제어기 설계에 반영하기 위해 당해엔진의 동적해석코드를 개발하였고 이를 이용한 선형모델로부터 선형해석의 한계성을 검증함으로써 비선형 제어기 설계의 당위성을 보였다. PI형 퍼지제어기를 일반 미분제어기와 결합하여 효율적인 퍼지제어기를 설계하였으며, 일반 PID제어기와 비교하여 압축기서지 및 연소정지영역, 터빈온도의 제한 등 안전운전 범위 내 운전을 보장하면서도 월등한 제어성능을 보임으로써 설계된 퍼지제어기의 유용성을 입증하였다.

Key Words : Turbojet Engine(터보제트엔진), Dynamic Performance Analysis(동적성능해석), Non-linear Control(비선형 제어), Fuzzy Logic Control(퍼지논리 제어)

1. 서 론

정찰 및 감시 외에도 사격 및 폭격 등의 임무를 수행하는 무인항공기는 비행성능이나 운용범위에 있어 일반 무인항공기와는 차별화된고기동

의 비행특성을 보유하여야 한다. 따라서 이를 위한 강인한 조종면 성능 및 비행 안정성이 보장되어야 하며 이에 따른 고성능의 엔진추력 조종이 요구되는 바, 이를 효과적으로 제어하기 위한 엔진제어기 설계가 필수적이다.

조종사가 탑승된 유인기와는 달리 급격 기동의 부담으로부터 자유로운 무인기는 실속한도 이내에서 엔진의 최대 천이 추력 발휘가 관건이라 할 수 있어 이에 부합하기 위한 엔진의 동특성 제어를 필요로 한다. 이때 온도, 압력 등의 과도특성이 열역학적 안정성에 위배될 경우 압축기

† 2011년 10월 17일 접수 ~ 2012년 4월 17일 심사완료

* 정희원, 극동대학교 항공정비학과
교신저자, E-mail : djhan5960@hanmail.net

충북 음성군 감곡면 대학길 76-3

** 정희원, 국방과학연구소 제7기술연구본부

서지 또는 화염소실 등으로 인한 엔진정지가 발생되고 한도 이상의 열충격이 발생할 경우 부품에 손상을 초래한다. 따라서 제트엔진은 연료량 및 노즐면적을 로타 회전수, 온도, 압력 등 상태변수가 안정적인 압축기 운용영역 및 열적 허용범위 내에서 추력 또는 회전수 등이 요구하는 동특성을 만족하도록 제어하여야 한다.

그간 제트엔진의 제어는 제트엔진 시스템의 모델특성이 규명되면서 일부 로타 회전수, 온도, 압력 등 측정 가능 상태변수로부터 일부 D계인을 포함한 기준점 추적방식의 PI 제어방식이 일반화 되었고[1~6], 대부분의 항공기 엔진 제어 방식은 시스템 규명을 통해 잔여모드를 무시한 1,2차 선형모델 또는 운용점 부근에서 선형화된 모델을 이용하고 있다. 이에 대해 80년대부터 고성능 제트엔진의 출현은 효율적인 제어기의 필요성을 대두시켜 LQG/LTR 등 최적제어이론에 기반을 둔 제어기 설계연구가 수행되었다[7,8,9]. 또한 엔진 선형모델에 대해 비선형 제어기법을 포함한 제어기 설계연구도 수행된 바 있다[4,5,10]. 이들은 Geysler[11]의 선형모델에 근거한 최적제어에 통계적인 외란의 강인성을 가미하여 이론적으로 상당히 개선된 제어성능을 얻고 있으나 외란 모델의 불안정성이나 한정된 감지가능 상태변수로 인해 실제와는 많은 차이가 있다. 여기서 적용하고자 하는 엔진의 동적성능 및 선형모델을 직접적으로 도출하기 곤란한 경우 유사 엔진모델을 사용하기도 한다. 대개 CF6(미, Boeing Co.)를 기본으로 한 정/동적 성능모델을 각 기종의 특성에 맞게 조정하여 유사 모델로 사용하고 있다[11,12]. 이러한 지엽적인 운용점 만의 선형모델은 연산처리시간이 절감되는 장점이 있으나 연산기능의 고속화가 가능한 최근에는 실효성이 거의 없고 광범위한 비선형 특성을 갖고 있는 실제 제트엔진과는 상당한 괴리가 있다. 특히 가장 중요한 운전조건인 압축기 서지 및 연소안정영역 내 운전특성과 순간 열적충격에 의한 제약조건의 정확한 상태파악이 곤란하다. 이들 허용 운전영역을 무시한 고성능의 제어기 설계는 의미가 없으며 실제 성능이 반영되지 못한 유사모델을 이용한 제어기 설계 또한 한계가 있다. 본 연구에서는 이러한 선형모델의 문제점을 해소하고자 실제 터보제트엔진의 비선형 특성을 규명하고 이를 효과적으로 제어할 수 있는 엔진제어기법에 대해 논하기로 한다.

실제 터보제트엔진의 비선형 특성은 동적성능으로부터 파악될 수 있는 바, 여기서는 기존에 보유한 정적 성능해석코드를 기반으로 하여 여기

에 압축기, 연소기, 터빈 등 각 부품에 대한 동력평형, 에너지평형, 유량평형 등 3개의 비정상 열역학적 평형방정식[12]을 적용함으로써 동적 성능해석이 가능한 해석코드를 개발하고자 한다. 이 동적해석코드는 압축기 서지 및 연소안정영역, 열적 충격방지를 위한 엔진의 제약적인 운전조건이 잘 반영되어 있어 실시간 비선형 특성에 대한 제어로직 개발에 효과적으로 사용될 수 있다. 본 동적해석코드를 이용하여, 운용점 섭동선형모델에 대한 동적성능과 비선형 특성을 갖는 실제 모델을 비교함으로써 비선형 제어기 설계의 당위성을 확인하기로 한다.

동적성능해석코드를 이용한 제어기 설계에 있어서는 실제적으로 감지 가능한 최소한의 상태변수인 엔진 회전수와 함께 제어입력으로는 연료량을 이용하기로 하고, 엔진 제어기 설계에 있어서는 비선형 제어기법의 일환인 퍼지추론방식을 도입하기로 한다[3,4,5,6,10,13]. 이러한 퍼지규칙을 이용한 제어기법은 제트엔진과 같이 비선형 및 불확실한 시스템에 대해서 탄력적인 적용성과 강인성을 갖는다. 특히 제트엔진과 같은 초기의 비선형특성에 잘 부합되기 위한 퍼지제어기의 효용성은 퍼지화/비퍼지화, 퍼지추론 등의 변수 설정에 따라 좌우되며 논리법칙의 수, 퍼지변수, 경험법칙의 정확성, 안정성 등에 대한 로직의 발전, 실시간 제어처리기능 향상 등에 힘입어 그 우수성이 입증되고 있으며 신경망과 결합하여 엔진운전 중 결합탐지와 손상허용 기법에도 적용성이 확장되고 있다. 이러한 엔진 허용운전범위 내 설계된 효과적인 퍼지제어기를 일반적인 PID제어기와 비교하여 그 효용성을 확인하기로 한다.

II. 동적 성능해석코드의 개발 및 이를 이용한 비선형 엔진제어기 설계

2.1 동적성능해석코드의 개발

동적성능해석을 위한 대상엔진은 Fig. 1과 같은 고속 무인항공기용 추진기관으로 3단 압축기와 환형연소기, 1단 터빈으로 구성된 1축(One Spool) 터보제트엔진으로 동적해석을 위한 코어 모델을 보이고 있다. 동 엔진의 제어를 위한 주요 운용범위 및 운전 제한조건은 다음과 같다.

- 20,000 < 운용회전수(RPM) < 29,500
- 터빈 출구온도 < 930℃
- 압축기서지여유(SM) ≥ 1

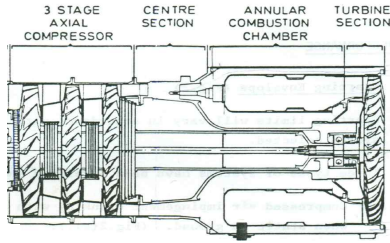


Fig. 1. Core Model for Turbojet Engine Dynamic Performance Analysis

여기서, 압축기서지여유는 회전수에 대한 서지한계 여유로서, $SM = \frac{(\text{유량/압축비})_{\text{Operating Point @ RPM}}}{(\text{유량/압축비})_{\text{Surge Point @ RPM}}}$ 로 정의한다.

본 대상엔진의 기존 정적성능해석코드에 동적성능해석을 위한 비정상 열역학 평형방정식을 적용하기로 한다. 여기서는 대표적인 제트엔진 동적해석코드인 DYNGEN[12]의 관련로직을 추출하여 정적성능해석코드에 적용하였다. 즉, 대상엔진의 설계된 각 부품성능 특성곡선으로부터 엔진 운용변수(회전수, 비행속도, 고도)에 대한 내부 유동변수(온도, 압력, 밀도, 속도 등)를 계산하고 각 부품 간 열역학적인 평형조건을 적용하여 성능변수(추력, 연료소모율)를 구하는 정적성능해석코드에, 각 구성품에 대한 열적 동특성을 반영한 아래와 같은 3개의 비정상(Unsteady) 열역학적 평형방정식을 적용한 동적해석코드를 개발하였다. 여기서 비정상해석을 위한 제어체적(Control Volume)은 Fig. 1과 같은 엔진 주요부품인 압축기, 연소실, 터빈 등에 국한하였다.

압축기(c)-터빈(t) 간 동력평형:

$$\dot{W}_t \Delta H_t = \dot{W}_c \Delta H_c + (2\pi/60)^2 I N \frac{dN}{dt} \quad (1)$$

에너지평형:

$$\dot{W}_o H_o = \dot{W}_i H_i - (\dot{W}_i - \dot{W}_o) U - \frac{PV}{RT} \frac{dU}{dt} \quad (2)$$

유량평형:

$$\dot{W}_o = \dot{W}_i - \frac{V}{\gamma RT} \frac{dU}{dt} \quad (3)$$

단, o: 출력 측, i: 입력 측, \dot{W} : 유량, P: (전)압력, T: (전)온도, I: 로타 축관성모멘트, N: RPM, H: 엔탈피, V: 체적, U: 내부에너지, γ : 비중

이러한 비선형 방정식과 함께 각 부품 간 성능곡선과의 열역학적 관계로부터 전 엔진 열역학 사이클이 도출되며 열평형의 수렴해를 얻기 위한

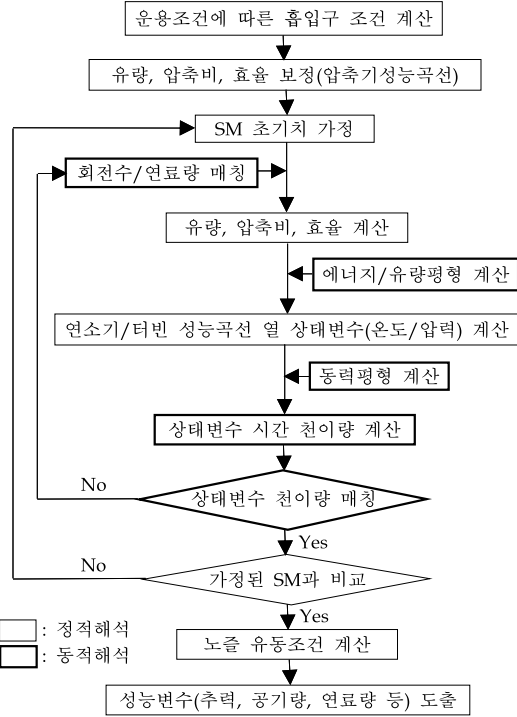


Fig. 2. Process for Engine Static and Dynamic Performance Analyses

연산과정이 수행된다[12]. 본 논문에서는 각 비정상 열역학적 성분에 대한 연료량 및 온도 변화에 대한 열평형 관계를 이용하였다. 이들 과정을 도시하면 다음 Fig. 2와 같다.

2.2 터보제트엔진의 비선형성

동적성능해석코드를 이용한 엔진의 동특성을 선형화된 모델로부터 구한 동적해석 결과와 비교하여 대상엔진의 비선형성을 파악해 보기로 한다. 이는 비선형해석과 관련한 제어기 설계의 필요성을 확인하기 위함이다.

선형모델은 비선형방정식을 각 상태변수에 대해 운용점에서 섭동시킨 다음과 같은 상태공간모델(State Space Model)로 표시된다[11].

$$\begin{aligned} \Delta \dot{X} &= A \Delta X + B \Delta U \\ \Delta Y &= C \Delta X + D \Delta U \end{aligned} \quad (4)$$

단, $X = [\text{RPM}, \text{압축기출구압}, \text{압축기출구온도}, \text{터빈입구압}, \text{터빈입구온도}, \text{터빈출구압}, \text{터빈출구온도}]^T$

$$Y = [\text{추력}, \text{연료량}]^T$$

$$U = \text{Control Input (연료량)}$$

여기서 각 상태행렬은 매 시간증분을 각 상태 변수의 섭동량으로 상사시킨 자코비안 행렬 (Jacobian Matrix)에 해당되며 이 부분은 기존코드(DYGABCD)[11] 중 해당로직을 활용하였다.

Fig. 3은 대상엔진에 대해 상운, 지상 정지조건에서 24,000 → 29,000 → 26,000 RPM까지 연료량 단계입력(Step Fuel Input)에 대해 시간주기를 0.01초로 하여 원(비선형) 시스템의 해석결과와 선형화된 모델로부터 구한 응답특성을 비교한 결과이다. 이때, 정상상태 RPM에 대한 연료량은 정적성능해석 결과를 사용하였다. 여기서 선형모델의 경우, 원 시스템과의 비선형성 오차정도를 파악하기 위해 천이 순간에서 각각 아래와 같은 운용점의 선형모델을 사용하였다.

@24,000 RPM

$$A = \begin{bmatrix} -5.707E+01 & 1.978E+03 & -1.014E+03 & -2.043E+03 & 2.133E+02 & 6.223E+01 & -1.158E+01 \\ 2.812E+02 & -4.689E+03 & 9.849E+02 & 2.844E+03 & 5.223E+02 & 1.547E+02 & 1.154E+02 \\ 2.560E+00 & 2.052E+02 & -1.042E+03 & -2.541E+02 & 5.874E+01 & 1.660E+01 & 3.199E+00 \\ 2.811E+03 & -9.740E+04 & 3.706E+04 & 1.016E+05 & -9.011E+03 & -4.945E+03 & 5.726E+02 \\ 2.989E+02 & -1.099E+04 & 4.755E+03 & 1.127E+04 & -1.556E+03 & -4.902E+02 & 6.532E+01 \\ -1.523E+04 & 5.459E+05 & -2.078E+05 & -5.645E+05 & 4.655E+04 & 1.3341E+04 & 2.542E+03 \\ -2.404E+03 & 8.608E+04 & -3.228E+04 & -8.958E+04 & 1.379E+04 & 3.096E+03 & -6.675E+03 \end{bmatrix}$$

$$B = [5.311E+04 \ 1.278E+06 \ 1.194E+05 \ -1.477E+06 \ 4.780E+06 \ 8.260E+06 \ 1.098E+06]^T$$

$$C = \begin{bmatrix} -4.420E-09 & 1.608E-07 & -7.867E-08 & -1.691E-07 & 1.940E-08 & 4.646E-09 & -5.280E-09 \\ -1.995E-02 & 6.733E-01 & -2.540E-01 & -7.025E-01 & 6.231E-02 & 4.979E-01 & -5.779E-03 \end{bmatrix}$$

$$D = [1.000E+00 \ 2.939E+00]^T$$

@29,000 RPM

$$A = \begin{bmatrix} -5.707E+01 & 1.978E+03 & -1.014E+03 & -2.043E+03 & 2.133E+02 & 6.223E+01 & -1.158E+01 \\ 2.812E+02 & -4.689E+03 & 9.849E+02 & 2.844E+03 & 5.223E+02 & 1.547E+02 & 1.154E+02 \\ 2.560E+00 & 2.052E+02 & -1.042E+03 & -2.541E+02 & 5.874E+01 & 1.660E+01 & 3.199E+00 \\ 2.811E+03 & -9.740E+04 & 3.706E+04 & 1.016E+05 & -9.011E+03 & -4.945E+03 & 5.726E+02 \\ 2.989E+02 & -1.099E+04 & 4.755E+03 & 1.127E+04 & -1.556E+03 & -4.902E+02 & 6.532E+01 \\ -1.523E+04 & 5.459E+05 & -2.078E+05 & -5.645E+05 & 4.655E+04 & 1.3341E+04 & 2.542E+03 \\ -2.404E+03 & 8.608E+04 & -3.228E+04 & -8.958E+04 & 1.379E+04 & 3.096E+03 & -6.675E+03 \end{bmatrix}$$

$$B = [5.311E+04 \ 1.278E+06 \ 1.194E+05 \ -1.477E+06 \ 4.780E+06 \ 8.260E+06 \ 1.098E+06]^T$$

$$C = \begin{bmatrix} -4.420E-09 & 1.608E-07 & -7.867E-08 & -1.691E-07 & 1.940E-08 & 4.646E-09 & -5.280E-09 \\ -1.995E-02 & 6.733E-01 & -2.540E-01 & -7.025E-01 & 6.231E-02 & 4.979E-01 & -5.779E-03 \end{bmatrix}$$

$$D = [1.000E+00 \ 2.939E+00]^T$$

터빈온도의 경우 초기에 상당한 과도특성을 보이고 있는데 이는 제트엔진의 공통된 특성으로서 불안정한 연소 안정성을 유발시키거나 로타 및 블레이드에 열적충격으로 인한 손상을 주게 되므로 엔진제작사에서 제시한 제한값 이내에서 운용되도록 연료량을 제어 하여야 한다. 상승구간에서 선형모델의 경우 RPM은 과소평가되고 터빈입구온도는 과대평가됨으로 인해 추력양상은 원 시스템의 결과와 거의 유사한 양상을 보인다. 하강구간에서는 선형모델의 경우 공히 원 시스템에 비해 과소응답특성을 보이고 있다. 결국 선형모델을 이용한 응답은 원 시스템에 비해 더 많은 연료량변화를 요구하고 있고 운용점에서 멀어질수록 변화량이 커짐을 알 수 있다. 즉, 운전영역이 증가할수록 비선형성이 급격히 증가됨을 의미한다. 특히 터빈온도 등 운전제한 조건이 과대하

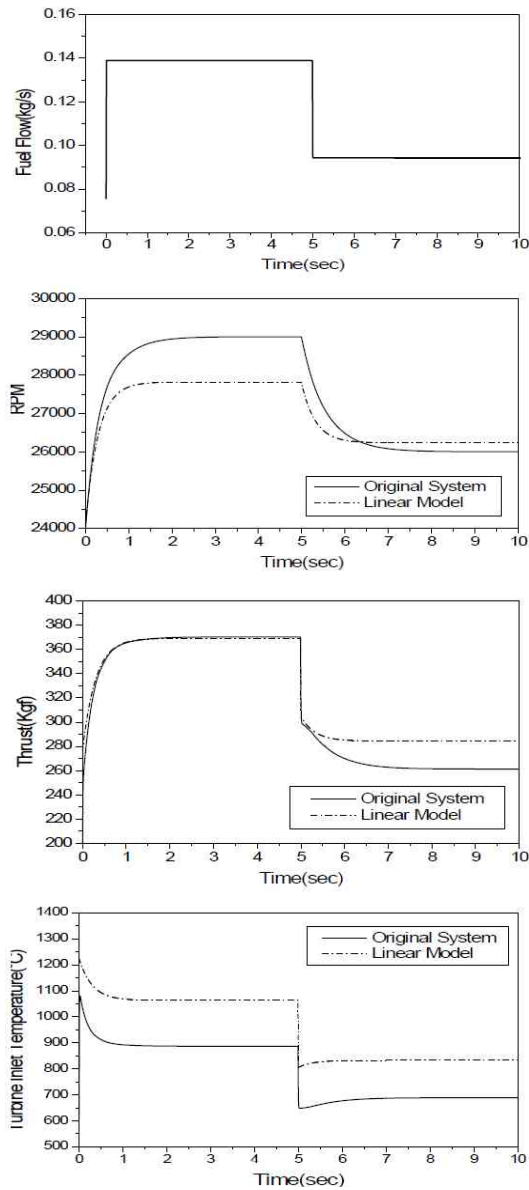


Fig. 3. Step Responses from Those Comparing with Original System and Linear Model, Operating Point @24,000 & 29,000 RPM

게 평가되고 압축기 서지 및 연소정지 영역 내 운전 상황을 판단할 수 없어 정확한 제한범위 내 제어영역을 산정할 수 없는 단점이 있다.

이러한 시스템의 비선형성을 해결하기 위한 방편으로 운용구간을 최대한 분할하여 각 구간별 선형모델을 적용하거나[4] 내삽(Interpolation)시키는 방안[9], 또는 시스템 규명을 통한 모델예측(Predictive Model) 방식을 적용하는 방안[14] 등

이 강구되었고, 허용 운전범위 내 운용을 위해서는 서지한계 및 연소정지(Flame Out) 영역을 상태변수(회전수)의 함수로 추정하여 제어영역을 제한하는 방안 등이 시도되었다[4]. 그러나 대부분 원 시스템의 특성과는 피리가 있어 근본적인 한계를 해소할 수가 없다. 따라서 넓은 영역에서 신속한 천이성능이 요구되는 고기동 무인기항공기용 제트엔진의 경우, 시스템 자체의 동적 비선형 해석 및 이를 이용한 비선형 엔진제어기 설계는 필수적이라 할 것이다.

2.3 비선형 엔진제어기 설계

엔진제어기 설계의 목표는 연료량 입력에 대해서 엔진의 열역학적인 변수들의 압축기 서지 및 안전 연소영역 내에서 제한범위를 초과하지 않고 안정적이면서도 신속한 추력(Thrust) 특성을 얻는 것이다. 이를 위해 대개 측정 가능한 변수로써 추력 추이와 비례하는 엔진회전수를 이용하여 궤환(Feedback) 신호로 사용하기로 한다. 이 경우 신속한 정상상태의 엔진회전수를 추종하는 문제로 귀결된다. 따라서 회전수를 상태변수로 하여 목표점 추종방식의 PI형 퍼지제어기 [3,4,5]를 이용한 시스템의 형상은 Fig. 4와 같다. 이때 PI제어를 통한 신속한 추종과 목표점 부근에서의 요동(Fluctuation)을 줄이기 위해서 일반적인 미분제어기를 부가하였다. 이는 PI형 퍼지제어기의 효율성을 기반으로 실제적으로 적용이 가능한 효율적인 제어기를 설계하기 위함이다.

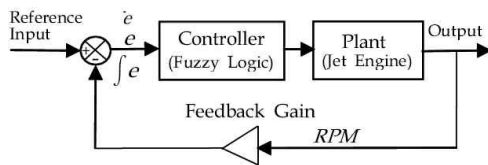


Fig. 4. Total Configuration of Plant Control System

여기서 PI형 퍼지추론계(FIS: Fuzzy Inference System)를 사용한 적분기의 경우 와인드업(Wind-up)으로 인한 제어기의 포화현상을 방지하기 위해 매 스텝 당 이전의 누적된 값을 재조정(Reset)시키기 위한 방안으로 다음과 같은 형태의 증분형 추론 방식을 사용하기로 한다.

For *i*th Rule

$$\text{If } E_i \text{ is } A_{1i} \text{ and } \Delta E_i \text{ is } A_{2i}, \text{ then } \Delta F_i \text{ is } B_i \quad (5)$$

여기서, A_{1i}, A_{2i}, B_i 는 각각 전제부(Antecedent

Part) 및 결론부(Consequent Part)의 소속함수들로서 7개의 삼각형 퍼지화 변수(Linguistic Variables : NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB)를 사용하였다. 입력($E_i, \Delta E_i$)으로는 RPM(오차, 오차증분)이 되고 출력값 증분 ΔF_i 는 연료량 증분이 된다. 단, *n*th T(Sample Period)에 대해 $\Delta E_i = E_i^n - E_i^{n-1}, \Delta F_i = F_i^n - F_i^{n-1}$ 와 같고 $E_i^n = e_i(nT), F_i^n = f_i(nT)$ 와 같다.

식(5)와 같은 7개의 퍼지변수로 구성된 49개의 퍼지규칙을 이용한 퍼지추론계를 표시하면 다음 Table 1과 같다.

Table 1. Fuzzy Decision Set for FIS

$E \backslash \Delta E$	NB	NM	NS	ZO	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NM	NM	NS	NS	ZO
NM	NB	NM	NM	NS	NS	ZO	PS
NS	NM	NM	NS	NS	ZO	PS	PS
ZO	NM	NS	NS	ZO	PS	PS	PM
PS	NS	NS	ZO	PS	PS	PM	PM
PM	NS	ZO	PS	PS	PM	PM	PB
PB	ZO	PS	PS	PM	PM	PB	PB

여기서 사용된 퍼지추론계의 전제부 및 결론부의 소속함수 형상(Center Point, Width)은 Fig. 5와 같다. RPM 변화에 대해 목표점 부근으로 갈수록 면밀히 배치하고 입력 연료량은 광범위한 운전영역임을 감안하여 비교적 고르게 분포하도록 배치하였다.

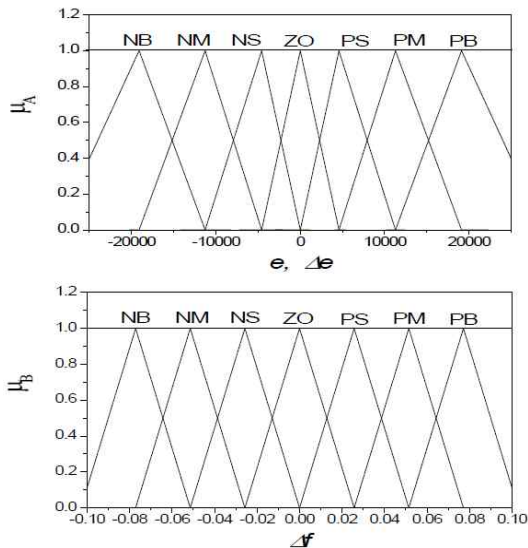


Fig. 5. Shapes of Membership Functions

퍼지 추론값은 싱글톤 퍼지화(Singleton Fuzzification)를 사용하여 다음과 같은 곱추론(Product Inference) 방법으로부터 구하였다.

$$w_k = \sup_{e, \Delta e \in U} [\mu_A^k(e) \cdot \mu_B^k(\Delta e)] \quad (6)$$

단, $\mu_A^k(e), \mu_B^k(\Delta e)$ 는 각각 $e(error), \Delta e$ 에 대한 k 번째 규칙의 퍼지화 변수 A, B에 대한 소속함수 값이다. (단, U : 퍼지영역(Universe of Discourse))

퍼지 추론계의 출력값 f 는 다음과 같은 가중평균(Weight Average) 방법으로부터 구한다.

$$f = \frac{\sum_{k=1}^{49} w_k f_k}{\sum_{k=1}^{49} w_k} \quad (7)$$

퍼지 출력값은 매 시간스텝 당 퍼지 입력변수 ($\Delta E, E$)에 대한 퍼지제어 출력값이 되며 최종적인 연료량 제어 (ΔF)는 이렇게 설계된 PI형 퍼지제어기에 부가하여 제어기 성능을 최대한 발휘할 수 있도록 오차증분 Δe 에 대한 일반적인 미분제어기를 결합한 다음과 같은 PID형 제어기를 통하게 된다.

$$\Delta F = K_P \Delta E + K_I E + k_D \Delta(\Delta e) \quad (8)$$

여기서 K_P, K_I 는 각각 비례퍼지게인, 적분퍼지게인으로서 퍼지추론계에 있어서는 퍼지영역의 축척도(Scale Factor)를 의미한다. k_D 는 일반적인 미분제어기의 미분게인이며 $\Delta E, E, \Delta(\Delta e)$ 는 각각 RPM의 오차증분 및 오차의 퍼지추론값, 오차증분의 변화량을 표시한다.

이때, 설계된 퍼지제어기와 대비하여 효용성을 비교하기 위해 설계한 일반적인 PID제어기는 다음과 같다.

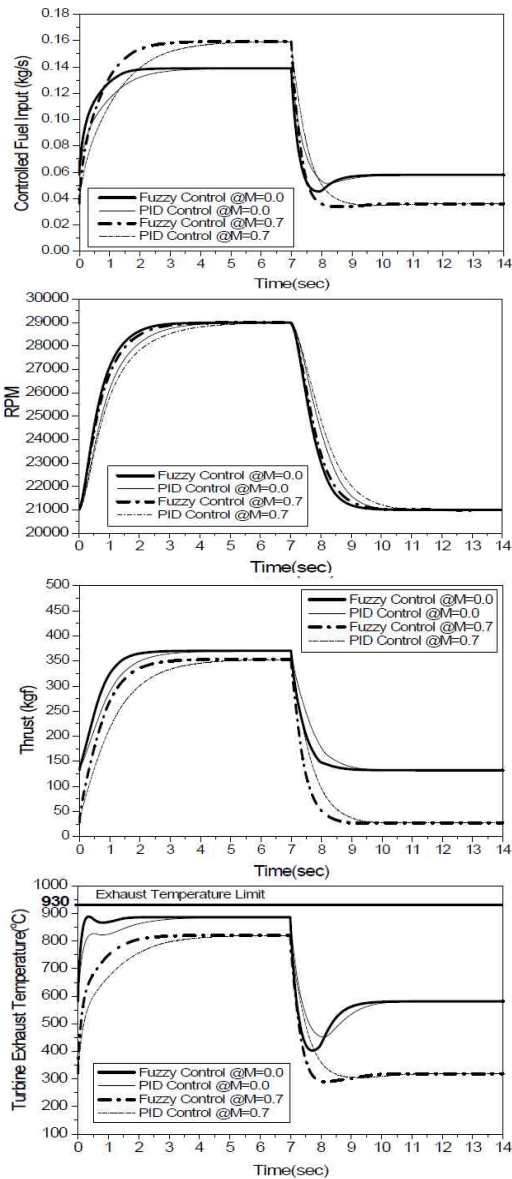
$$\Delta f_c = k_P \Delta e + k_I e + k_D \Delta(\Delta e) \quad (9)$$

여기서 k_P, k_I 는 각각 비례게인, 적분게인이며 Δf_c 는 제어된 연료량 증분을 표시한다.

III. 제어기 설계 결과

Figure 6은 제어주기를 0.01초로 하여, 설계된 퍼지제어기와 일반적인 PID제어기의 엔진제어 성능을 보인 것이다. 여기서는 본 제트엔진의 광범위한 최대한의 운용성능을 평가하기 위해 상온, 지상정지 및 비행속도 $M=0.7$ 에서 한계운용

점 부근의 극심한 운전범위인 21,000 → 29,000 → 21,000 RPM의 계단명령(Step Input)에 대해 순차적으로 제어하였다. 이 경우 모두 지상정지 조건에서 서지마진 및 터빈출구온도 등이 허용한계에 근접하는 양상을 보이고 있어 동 조건을 엔진 제어기의 설계점으로 설정하였다. 이에 따라 엔진 퍼지제어기의 비례게인(K_P), 적분게인(K_I)은 각각 5.95, 0.1로 설계되었고, 대비되는 일반 PID제어기의 비례게인(k_P), 적분게인(k_I)은 각각 0.0000285, 0.000000385로 설정하였다. 부가된 미분게인(k_D)은 공히 0.00035로 조정하였다.



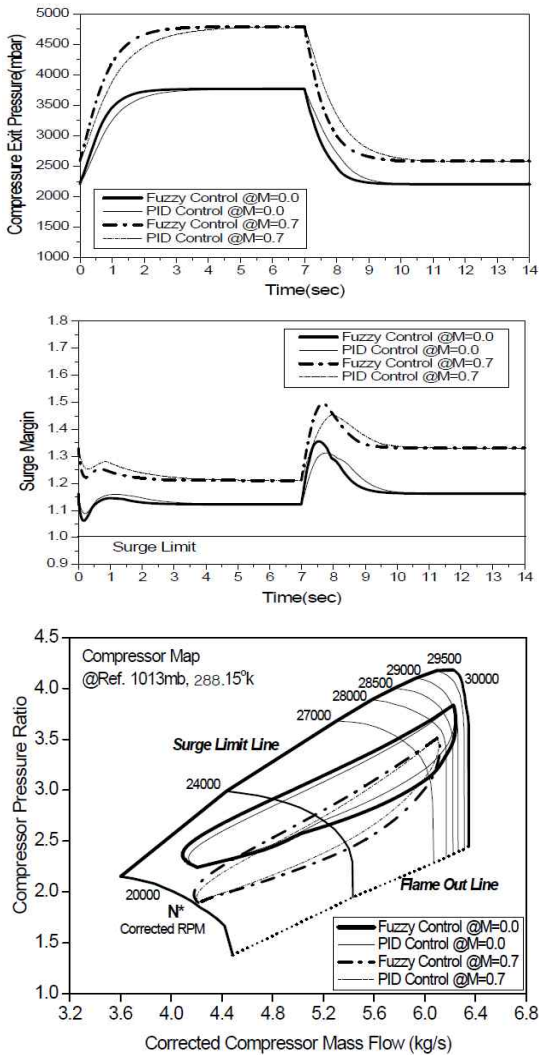


Fig. 6. Controlled Performances of Turbojet Engine

이들 값은 최대 터빈출구온도, 서지 및 연소정지영역 등의 제한된 범위 내에서 정상상태성능을 최대한 발휘할 수 있도록 시행착오를 통해 도출하였다. 특히, 서지마진 및 연소정지 양상의 경우 상당한 여유가 있어 제어가 최대성능을 발휘하지 못하는 것으로 보일 수 있으나 이는 매 순간 터빈온도한계 뿐만 아니라 서지 또는 연소정지 한계를 벗어난 경우 엔진은 정지되어 회복이 불가능하므로 매우 짧은 순간일지라도 이 한계를 벗어나지 않도록 설계된 최대 제어영역을 표시한 것임에 유의해야 할 것이다. 일반적으로 이를 위해 일정 정도의 서지마진 또는 연소정지 한계 여유를 갖도록 설계하고 있다[6].

Figure 6을 보면 전반적으로 하강 시 다소 안정적으로 신속히 정상상태에 수렴하는 양상을 보이고 있다. 이들로부터, 최악의 엔진 운용상태는 순간상승 RPM(또는 추력) 명령 시이며 이 순간 RPM과 같은 기계적인 상태변수는 로타의 관성으로 인해 계단입력에 대해서도 완만하게 반응하는 고유특성을 갖는 반면에 열역학적인 구성품의 경우는 서지마진의 급감 및 터빈온도의 급상승 등이 초래되어 엔진정지 또는 파손이 야기되므로 엔진 제어기는 초기순간 이들을 안전범위 내까지 최소한 억제하면서 상승성능을 최대한 발휘할 수 있도록 설계하여야 함을 알 수 있다. 따라서 제어되지 않고 단순히 해당 계단 연료량 입력시는 입력초기(21,000 → 29,000 RPM) 또는 천이순간(@7초, 29,000 → 21,000 RPM)에서부터 서지 또는 연소정지가 발생하여 엔진 운용이 불가능한 상태가 발생하였음은 자명한 결과로 판단된다. 반면 제어된 성능 결과는 안전운전범위 내 모두 양호한 양상을 보이고 있다. 특히 안전한 초기 서지마진과 함께 터빈온도의 경우도 과도특성 없이 비교적 완만한 양상을 보이고 있다.

압축기 서지현상과 직결되는 압축기 출구압력 또한 완만한 양상을 보이고 있으며 정량적인 서지마진 양상과 더불어 압축기 성능곡선 상에도 시한 제어된 결과는 압축기 운전상태를 분명히 보여주고 있다. 즉, 그림에서 보듯이 초기 RPM 상승 시에 제어기 설계점인 지상정지 상태에서 압축기 서지한계선에 더 근접해 있지만 어느 정도 여유를 갖고 있는 안전운전 상태임을 알 수 있다.

제어기 설계결과로 보아 당해엔진의 경우 RPM 만의 상태변수 제어는 상당히 유효함을 알 수 있다. 이점에서 당해엔진은 연료펌프 등 엔진 보기계통으로 인한 구동제어, 연소지연 등의 시간지연과 압축기 서지마진, 터빈온도 상승 등의 안전여유 등을 감안하여 약 900 RPM/sec 경사 명령(Ramp Input)조건(정적수렴시간 약 9초)을 제어기 기본사양으로 규정하고 있다. 이러한 여유를 감안하더라도 설계된 일반 PID제어기조차 훨씬 신속한 제어성능(약 5초 이내)을 보이고 있어 당해엔진은 상당히 보수적으로 운용되고 있음을 알 수 있다.

일반 PID제어기를 포함한 설계된 제어기 모두 전반적으로 양호한 제어 성능을 보이고 있으며 이중에서도 일반 미분제어기와 결합된 PI형 퍼지 제어기는 RPM 및 추력 등 주요출력 변수가 약 3초 이내 정상상태에 수렴하는 등 PID제어기에 비해 월등한 추종성능을 보이고 있다. 특히 제어

기의 탈설계점(Off-design Point) 성능인 $M=0.7$ 에서 PID제어기는 추종성능 저하가 뚜렷한 반면 설계된 퍼지제어기는 설계점 성능과 큰 차이가 없는 강인성을 보이고 있으며 PID제어기와 비교할 때 열역학적인 변수들의 정상상태 추종성능이 모두 향상되었음을 볼 수 있다. 특히 제트엔진의 출력성능을 대변하는 기동추력의 향상은 설계된 퍼지제어기의 유용성을 잘 보여주고 있다.

IV. 결 론

고기동 무인항공기용 터보제트엔진의 비선형 제어기 설계에 대해 고찰하였으며 이를 통해 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

1. 광범위한 고기동 운전을 위한 제트엔진의 비선형특성을 규명하고 제어기 설계에 반영하기 위해 당해엔진의 동적해석코드를 개발하였다.
2. 동적해석코드를 이용한 선형모델로부터 선형해석의 한계성을 검증함으로써 비선형 동특성을 반영한 제어기 설계의 당위성을 보였다.
3. 비선형 제어를 위한 PI형 퍼지제어기를 도입하였고 일반 미분제어기와 결합하여 효율적인 엔진 제어를 설계하였다.
4. 설계된 퍼지제어기를 압축기서지 및 연소정지영역, 터빈온도의 제한 등 안전운전 범위 내운전을 보장하면서도 비교적 잘 설계된 일반 PID제어기와 비교하여 월등한 제어성능을 보임으로써 유용성을 입증하였다.

향후 좀 더 광범위한 탈설계점 영역의 퍼지제어기 설계에 대한 보완 연구가 요구된다.

참고문헌

- 1) Romulus L., Alexandru N., Liviu D., "Double-Spool Single Jet Engine for Aircraft as Controlled Object", Int. J. of Math. Models and Methods in Applied Science Vol. 2, Issue 4, 2008, pp. 553-562.
- 2) Montazeri-Gh, M., Nasiri M., "Actuator-based hardware-in-the-loop testing of a jet engine fuel control unit in flight conditions", Simulation Modelling Practice and Theory, Vol. 21, Issue 1, 2012, pp. 65-77.
- 3) Lagrat, I., Ouakka, H., Boumhidi, I., "Fuzzy Sliding Mode PI Controller for

Nonlinear Systems", Proc. of 6th Int. Conference on Simulation, Modelling and Optimization, 2006, pp. 534-539.

4) 신의석 외 6인, "터보 제트엔진에 대한 퍼지 추론 제어시스템", 한국항공우주학회지, 제26권, 제4호, 1998, pp. 138-145.

5) 한동주, "터보제트엔진의 퍼지제어기 설계 및 다목적함수 만족기법을 통한 제어성능 향상에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제31권, 제6호, 2003, pp. 61-71.

6) Rudolf, A., "Digital Electronic Control of a Small Turbojet Engine MPM 20", Acta Polytechnica Hungarica, Vol. 4, No. 4, 2007, pp. 83-95.

7) Sanjay Garg, "Turbofan Engine Control System Design Using LQG/LTR Methodology", NASA-CR-182303, June, 1989.

8) Song, Q., Wilkie, J., Grimble, M. J., "Robust Controller for Gas Turbines based upon LQG/LTR Design with Self-Tuning Features", J. of Dynamic Systems, Measurement and Control, Vol. 115, Sept., 1993, pp. 569-591.

9) 김석균, 기자영, 공창덕, "소형항공기용 터보 제트엔진의 동적모사와 성능제어에 관한 연구", 한국항공우주학회지 추계학술발표회, 1996, pp. 285-290.

10) 남세규, 한동주, 김병교, "제트엔진의 예견 퍼지슬라이딩 제어에 관한 연구", 한국 자동제어 학술회의, 1993, pp. 1068-1071.

11) Geysler, L. C., "DYABCD A Program for Calculating Linear A,B,C,D Matrices from a Nonlinear Dynamic Engine Simulation", NASA TP-1295, 1978.

12) Sellers, J. F., Daniele, C. J., "DYGEN A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7901, April 1975.

13) Hafedh, A., Mohamed, C., Ahmed, A., "Robust Fuzzy Sliding Mode Controller for Discrete Nonlinear Systems", Int. J. of Computers, Communication & Control, Vol. 3, No. 1, 2008, pp. 6-20.

14) Brent, J., Robert, R., Allan, J., "Nonlinear Model Predictive Control of an Aircraft Gas Turbine Engine", Proc. of 41th IEEE Conference on Decision and Control, 2002, pp. 4649-4651.