

## 論文

## 헬리콥터 터보축 엔진의 온라인 상태진단 프로그램 연구

공창덕\*, 구영주\*, 고성희\*, 유 혁\*\*

## Study of On-line Performance Diagnostic Program of A Helicopter Turboshaft Engine

Changduk Kong\*, Youngju Koo\*, Seonghee Kho\* and Hyeok Ryu\*\*

## ABSTRACT

This work proposes a GUI-type on-line diagnostic program using SIMULINK and Fuzzy-Neuro algorithms for a helicopter turboshaft engine. During development of the diagnostic program, a look-up table type base performance module for reducing computer calculating time and a signal generation module for simulating real time performance data are used. This program is composed of the on-line condition monitoring program to monitor on-line measuring performance condition, the fuzzy inference system to isolate the faults from measuring data and the neural network to quantify the isolated faults. The reliability and capability of the proposed on-line diagnostic program were confirmed through application to the helicopter engine health monitoring.

## 초 록

본 연구는 헬리콥터용 터보축엔진의 온라인 상태진단을 위해 퍼지-신경망 알고리즘을 제안하였고 GUI 형태의 SIMULINK 프로그램으로 개발하였다. 진단 프로그램 개발을 위해 look-up 테이블 형식 기본 성능 모듈로 계산시간을 줄였고 실시간 성능 데이터를 획득하기 위해 신호 생성 모듈을 사용하였다. 이 프로그램은 계측성능상태를 모니터링하기 위한 온라인 상태모니터링 프로그램과 계측데이터와 퍼지를 이용한 정성적인 상태진단과 신경회로망을 이용한 정량적인 상태진단으로 이루어진다. 제안된 온라인 진단 프로그램은 헬리콥터엔진의 상태모니터링에 적용 가능여부를 확인하기 위하여 터보샤프트 엔진을 대상으로 검증하였다.

**Key Words :** On-line Performance Diagnostic Program(온라인 성능 진단 프로그램), On-line Condition Monitoring(온라인 상태 모니터링), Fuzzy Logic(퍼지 로직), Neural Network(신경회로망), Turboshaft Engine(터보축 엔진)

## 1. 서 론

† 2009년 10월 27일 접수 ~ 2009년 10월 26일 심사완료

\* 정희원, 조선대학교 항공우주공학과

\*\* 정희원, 조선대학교 항공우주공학과 대학원

교신저자, E-mail : mycn19@hanmail.net

광주광역시 동구 서석동 375번지

\*\*\* 정희원, 한국항공우주연구원

헬리콥터용 터보축엔진은 고온, 저온, 눈, 호우, 모래먼지 등과 같은 다양한 환경조건에서 운용되어 모래와 먼지와 같은 유해물질로 엔진이 손상을 입을 가능성이 높다. 따라서 헬리콥터 추진시스템의 신뢰성과 운용효율성을 높이기 위해

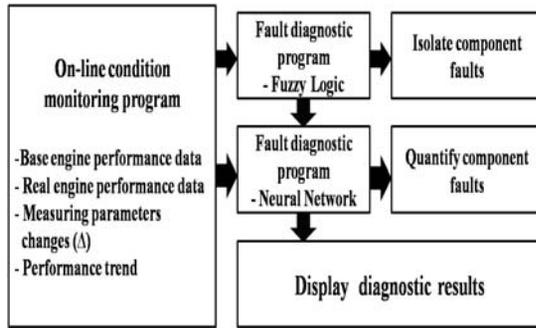


Fig. 1. Schematic diagnostic flow of the proposed GUI-type on-line diagnostic program

엔진의 실시간 손상진단 모니터링이 필수적이다. 일반적인 엔진 손상 분석은 엔진 구성품의 가스 경로를 실시간으로 모니터링 하는 가스경로해석 (GPA : Gas Path Analysis) 방법이 사용되고 있으나 모든 엔진손상상태를 정확히 진단하지는 못한다. 최근 들어 가스터빈엔진의 헬스모니터링 시스템 성능향상을 위해 신경망 이론, 퍼지 로직, 유전알고리즘과 같은 인공지능 이론을 적용한 전문가 시스템이 이용되고 있다. 본 연구에서는 헬리콥터 터보축 엔진의 정성적, 정량적 구성품 손상 진단에 퍼지와 신경회로망을 이용하였고 SIMULINK를 사용하여 효과적이고 사용자 친화적인 GUI형태의 온라인 상태 진단 프로그램과 모니터링 프로그램을 개발하였다[1][2].

본 연구에서 제안한 GUI (Graphic User Interface)형태의 온라인 상태 진단 프로그램의 개략도는 Fig. 1 과 같다. 먼저 온라인 상태 모니터링을 위해 look-up 테이블 형식의 기준엔진 성능 데이터와 신호 발생 모듈로 모사한 실제엔진 성능 데이터와의 계측변수 변화량과 경향이 출력되면 손상진단 프로그램인 퍼지와 신경회로망을 통해 정성적, 정량적 상태진단이 이루어진다.

## II. 온라인 상태 모니터링 프로그램

연구대상 엔진은 GE(General Electric)사의 T700 터보축 엔진이며 Fig. 2와 같이 1단 원심과 5단 축류가 결합된 혼합형의 압축기와, 환형 분무식 연소기, 2단 축류 가스발생기 터빈, 분리축 방식의 정속 제어가 가능한 2단 축류 동력터빈으로 구성되어 있다. 동력 축은 가스발생기 터빈과 분리축이며 엔진 전면에 연결되어 헬리콥터 로터 블레이드를 회전시키기 위한 동력을 발생시킨다.

Table 1. Operating Range of KUH Helicopter

Altitude	0 ~ 2 Km
Flight Mach No.	0 ~ 0.3
Atmospheric temperature	ISA-30degC ~ ISA+30degC

Table 2. Design point performance data at sea level, static and standard atmospheric condition

Mass flow rate (kg/s)	5.42
Overall pressure ratio	18
Compressor turbine exit temp. (K)	1,154
Exhaust gas temperature (K)	916
Power (Kw)	1,418.5
Specific fuel consumption (kg/kW/hr)	0.287

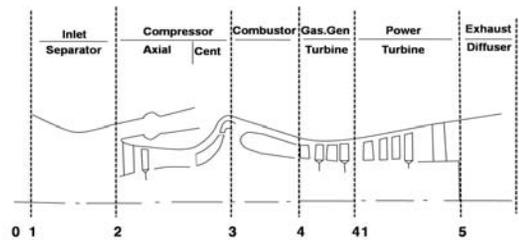


Fig. 2. Flow path configuration and station numbers of T-700 turboshaft engine

연구대상 엔진의 구성품 구성도 및 기준 위치는 Fig. 2와 같고, Table 1은 연구대상 엔진의 운용 범위이고 Table 2는 설계점 성능을 나타내었다.

Fig. 3은 본 연구에서 제안한 온라인 상태 모니터링 프로그램이다. 이 프로그램은 기준 엔진 성능 데이터 획득 프로그램 모듈과 실제 엔진 성능 데이터 획득 모듈 그리고 상태 모니터링 디스플레이 모듈로 구성되어 있다. 여기서 기준 엔진 성능 모니터링 프로그램 모듈은 선행연구에서 개발된 SIMULINK 모델의 매칭시간을 줄이기 위해 Fig. 4와 같이 look-up 테이블 형태로 개발하여 계산 시간을 줄였다.

항공우주연구원에서 개발 중인 KUH 터보축 엔진의 계측변수는 가스발생기 회전수, 동력터빈의 입구 온도 및 배기가스 온도, 연료 유량, 토오크 등이다[3].

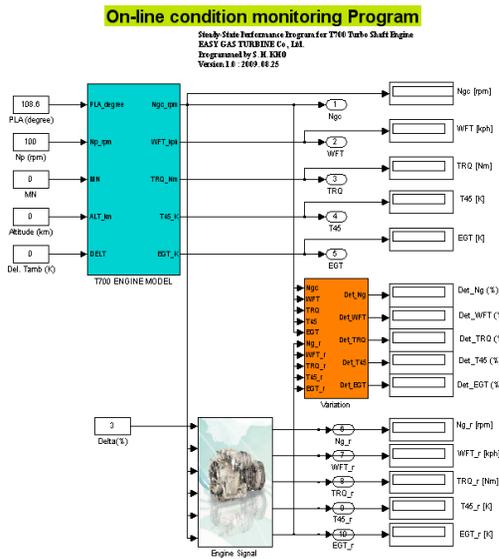


Fig. 3. GUI type on-line condition monitoring program

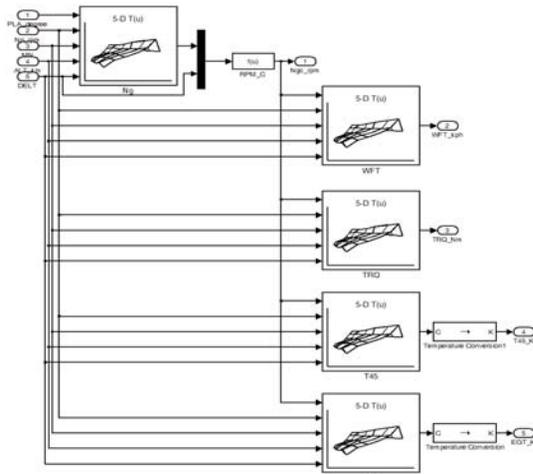


Fig. 4. Look-up table type base performance program module

Fig. 5는 T700 엔진모델 모듈로 부터 계산된 정상상태 성능값에 가속도의 천이상태 및 비행중 외부조건에 의한 변화를 모의하기위하여 최대 +/-5% 까지의 섭동을 발생시킬 수 있는 random 신호 생성모듈을 보여주고 있다.

Fig. 6은 온라인 상태 모니터링 프로그램으로 모니터링 결과로 해면고도 지상표준대기 상태일 때, 고도 1000m, 마하수 0.1, ISA -10degC 일 때 고도 3000m, 마하수 0.3, ISA +30degC 일 때 운용조건에 따른 토크값 모니터링 결과이다. 온라인 상태 모니터링 결과 look-up테이블 형태의 기

준 엔진 성능 데이터가 각 조건에 따라 엔진 성능테 데이터와 잘 맞음을 확인하였다.

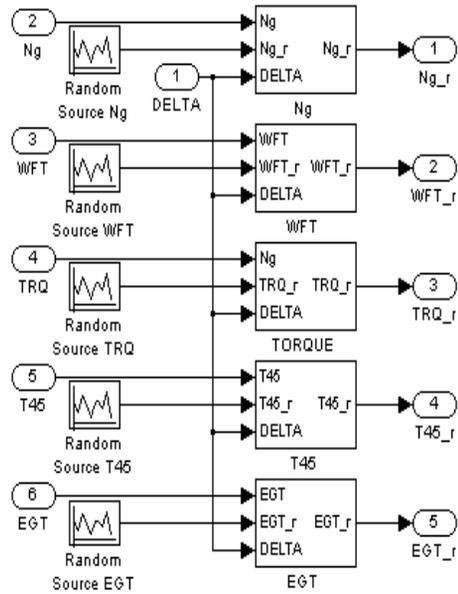
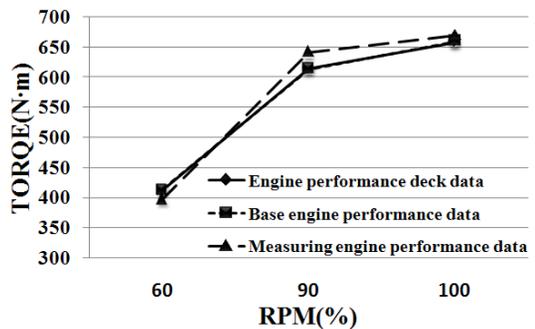
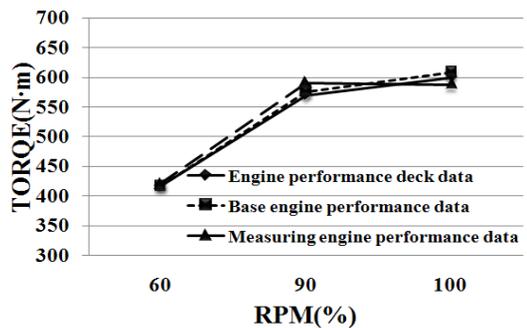


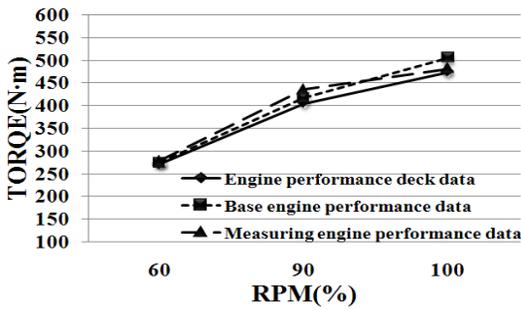
Fig. 5. Signal generation module for virtual measuring performance data



(a) sea level static standard atmospheric condition



(b) at altitude of 1000m, Mach No. 0.1, ISA -10degC from the standard atmospheric condition



(c) at altitude of 3000m, Mach No. 0.3, ISA +30degC from the standard atmospheric condition

Fig. 6. Look-up table type base performance program module

### III. 손상 진단 프로그램

#### 3.1 구성품 손상의 정성적 손상진단을 위한 퍼지로지 프로그램

주요 구성품의 손상 패턴은 압축기, 고압터빈, 동력터빈에서 각각 손상이 발생하는 단일손상과 2개 이상의 구성품에서 손상이 발생하는 경우를 고려해볼 수 있다.

Diakunchak의 실험에 의하면 압축기 오염은 엔진 질량유량과 효율을 감소시키며, 터빈침식 또는 부식은 엔진 질량유량 증가와 효율을 감소시킨다[4].

본 연구에서는 대상엔진의 다양한 손상 패턴을 Table 3과 같이 주요 구성품에서만 발생하는 7가지 경우로 분류하였다.

Table 3. Considered fault patterns of KUH turboshaft engine

Fault Pattern Cases (FPC)	Causes of faults
FP1	Compressor fouling
FP2	Gas generator turbine erosion
FP3	Power Turbine Erosion
FP4	Compressor Fouling & Gas generator turbine erosion
FP5	Compressor Fouling & Power turbine erosion
FP6	Gas generator turbine erosion & Power turbine erosion
FP7	Compressor Fouling & Gas generator turbine erosion & Power turbine erosion

Table 4. Measuring parameter change (MPC) trend depending on fault patterns

MPC	$\Delta Ng$	$\Delta PTT$	$\Delta EGT$	$\Delta WF$	$\Delta TRQ$
FP1	+	+	+	-	-
FP2	+	+	+	+	-
FP3	-	-	-	-	+
FP4	+	+	+	+	-
FP5	+	+	-	-	-
FP6	+	+	+	+	-
FP7	+	+	+	+	-

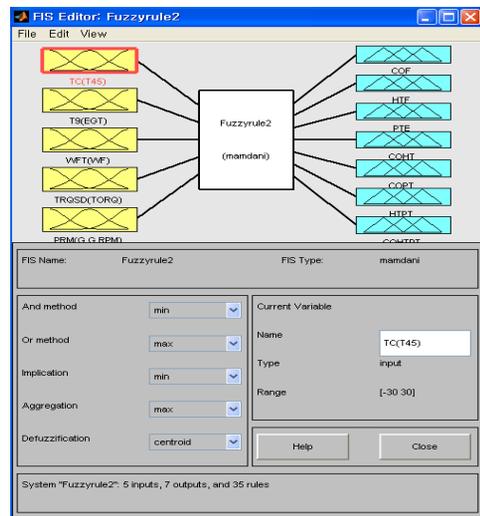


Fig. 7. MAMDANI type Fuzzy inference system for isolating faulted components

Table 4와 같이 단일 손상에서 압축기 오염 (FP1)이 발생하는 경우 동력터빈 입구온도(PTT), 배기가스온도(EGT) 및 연료유량은 증가하고, 토오크(TRQ), 가스발생기 회전수(Ng)는 감소한다. 다중손상중 압축기, 가스발생기터빈, 동력터빈의 손상(FP7)은 동력터빈 입구온도(PTT), 배기가스온도(EGT), 연료유량, 토오크는 증가하고 가스발생기 회전수(Ng)만 감소하는 특성을 보인다. Fig. 7은 엔진 구성품 손상 형태에 따라 예측파라미터의 변화를 데이터베이스화하여 손상된 구성품을 식별하는 MANDANI형 퍼지 추론 시스템이며 MATLAB의 FIS에디터를 이용하여 개발하였다 [5][6].

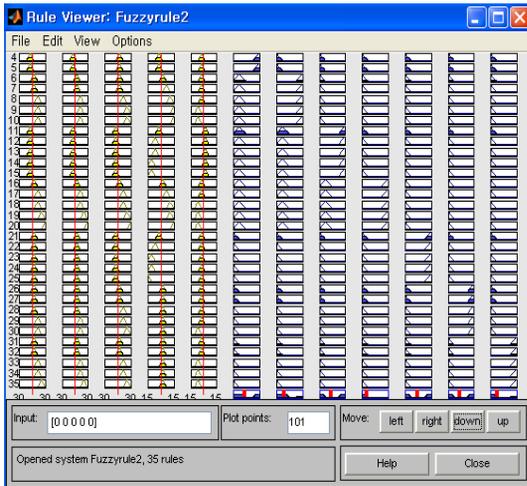


Fig. 8. Fuzzy rule generated by measuring parameter change trend

퍼지화를 위한 입력변수는 손상이 없는 기준 엔진의 계측변수 대비 손상이 있는 엔진의 계측 변수의 변화량이고, 출력변수는 7가지 손상패턴이다. 퍼지추론에는 'MAMDANI'이론을 적용하였고 역퍼지화에는 'Centroid'기법을 이용하였다 계측파라미터 변화에 따른 퍼지 규칙생성은 Fig. 8과 같다[7][8].

3.2 구성품 손상의 정량적 손상진단을 위한 신경회로망 프로그램

신경회로망 훈련을 위한 데이터베이스 구축을 위해 압축기오염에 의해 1~5% 유량함수 및 효율 감소, 가스발생기 터빈과 동력터빈 침식에 의한 1~5% 유량함수 증가 및 효율 저하가 발생하는 경우를 가정하였고 엔진 운용조건은 해면고도 지상표준대기상태, 고도 1000m, 2000m, 3000m, 마하수 0.1, 0.2, 0.3, ISA ±10degC, ±20degC, ±30degC 일 때로 신경회로망 학습을 위한 손상 데이터는 선행 연구된 GASTURB 모델을 이용한 성능 모사로부터 획득하였다[9].

신경회로망 훈련은 FFBP (Feed Forward Back Propagation) 알고리즘을 적용하였으며, 신경망은 5개의 뉴런으로 이루어진 입력층, 1개의 은닉층, 6개의 뉴런으로 이루어진 출력층으로 구성되었다. 입력층의 5개 뉴런은 동력터빈 입구온도 (PTT), 배기가스 온도(EGT), 연료유량(WF), 토크 (TRQ), 가스발생기 회전속도(Ng)의 변화량을 나타내며 출력층 6개의 뉴런은 각각 압축기, 고압 터빈, 동력터빈 의 유량 및 효율의 변화를 나타

낸다. 은닉층의 전달함수는 비선형 전달함수로 식(1)과 같은 탄젠트 시그모이드 함수를 이용하였으며 출력층의 전달함수는 식(2)와 같은 선형 함수를 사용하였다[10].

$$y = \frac{e^{ax} - e^{-ax}}{e^{ax} + e^{-ax}} \tag{1}$$

$$y = x \tag{2}$$

학습율은 오차가 감소하는 방향으로 학습이 진행될 경우 구간의 크기를 10% 증가시키고 오차가 증가되면 50% 감소시키도록 정의하여 학습 속도를 높이면서 안정성을 갖도록 하였다.

진단의 정확성을 계산하기 위해 RMS 오차는 다음과 같이 정의하였으며 신경회로망은 RMS오차 1.5%이내에 들도록 훈련하였다. 식 (3)에서 T는 임의로 이식한 성능 저하율이며 y는 신경회로망의 진단 결과이다.

$$RMSerror = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_n - T_n)^2}{n}} \tag{3}$$

IV. 손상 진단 검증

제안된 진단 알고리즘을 검증하기 위해 다음과 같은 엔진 손상에 대한 예를 적용하였다. Table 5는 선행 연구된 GASTURB 엔진 모델을 이용하여 임의로 가정한 엔진 성능 저하율이다. Table 6은 Table 5의 주요구성품 유량, 효율의 변화에 따른 계측변수 변화량을 나타내며 이를 이용하여 기 확정된 퍼지규칙과 훈련된 신경망을 적용하여 가정된 손상패턴과 손상량을 가능한 정확히 예측할 수 있다면 제시된 방법의 검증이 이루어진다고 할 수 있을 것이다[11].

Table 5. Implanted fault values (IFV) of engine major components

case	COMA (압축기 유량)	COEF (압축기 효율)	HTMA (고압터빈 유량)	HTEF (고압터빈 효율)	PTMA (동력터빈 유량)	PTEF (동력터빈 효율)
1	-2	-3	0	0	0	0
2	0	0	4	-2	0	0
3	0	0	0	0	4	-2
4	-2	-3	2	-3	0	0
5	-2	-2	0	0	2	-3
6	0	0	2	-3	2	-3
7	-2	-3	2	-3	2	-3

**Table 6. Measuring parameter changes due to implanted faults (%)**

CASE \ MP	PTT	EGT	WF	TRQ	Ng
1	4.04	5.025	3.828	0.6	-1.92
2	7.348	7.328	11.432	8.8	-2.35
3	-1.735	-1.731	-4.332	-7.9	1.08
4	14.529	14.503	17.241	9.9	-4.77
5	4.598	4.585	1.494	-5.6	-1.35
6	7.988	7.966	9.814	2.4	-2.14
7	13.759	13.735	14.359	3.1	-4.14

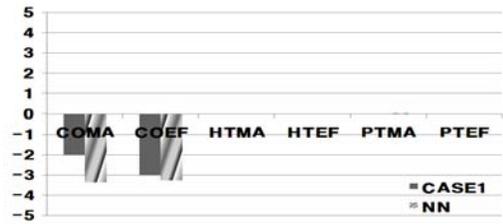
**Table 7. Results of faulted components isolated by Fuzzy Inference System (IFPC: Input fault pattern cases, OFPC: Output fault pattern cases)**

CASE \ FP	1	2	3	4	5	6	7
1	0.55	0.29	0.13	0.20	0.17	0.17	0.28
2	0.25	0.53	0.20	0.41	0.10	0.10	0.10
3	0.24	0.24	0.64	0.09	0.35	0.08	0.08
4	0.25	0.45	0.23	0.53	0.09	0.09	0.09
5	0.11	0.11	0.11	0.11	0.89	0.11	0.11
6	0.13	0.22	0.11	0.15	0.09	0.80	0.20
7	0.16	0.16	0.16	0.3	0.09	0.44	0.56

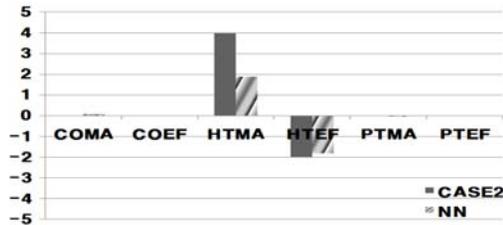
먼저 정성적인 손상특성을 구별하기 위해 퍼지 로직 알고리즘을 이용하여 손상특성을 구별한 결과 각 손상 CASE별로 Table 7과 같은 결과를 얻었다.

CASE 1인 경우 FP1이 0.55로 1에 가장 가까운 결과인 압축기 손상가능성이 높은 단일 손상임을 알 수 있다. CASE 4인 경우 0.53으로 손상 패턴 FP4인 경우 압축기와 고압터빈 손상이 발생할 가능성이 큰 다중손상임을 확인할 수 있고 CASE 7인 경우 0.56으로 3가지 구성품 모두 손상된 다중손상임을 확인할 수 있다.

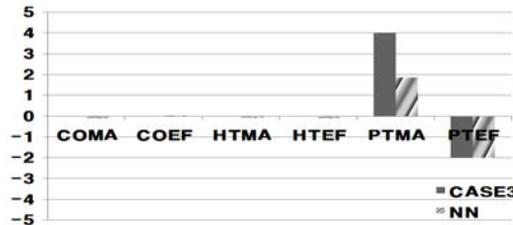
각 CASE별로 퍼지를 이용해 손상특성을 파악 후 훈련된 신경회로망을 통해 정량적인 손상 정도를 Fig. 9와 같이 진단하였다. Fig. 9는 가정된 손상 CASE에 대한 본 연구에서 제안한 신경회로망 방법에 의해 식별된 손상과의 비교를 나타낸 것으로 상당히 정확하게 손상을 예측할 수 있음을 보여준다.



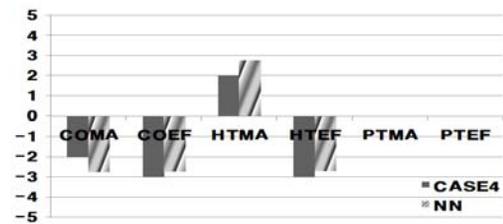
(a) Degraded characteristic values of the faulted compressor (FP1: single fault)



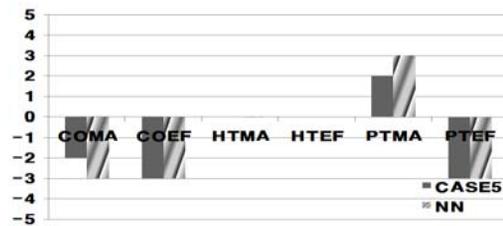
(b) Degraded characteristic values of the faulted compressor turbine (FP2: single fault)



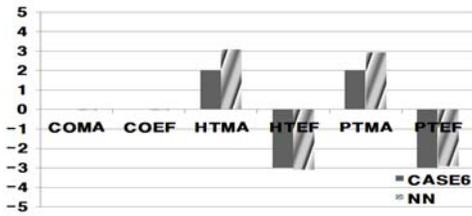
(c) Degraded characteristic values of the faulted power turbine (FP3: single fault)



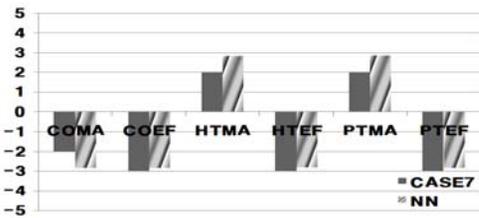
(d) Degraded characteristic values of the faulted compressor and compressor turbine (FP4: double fault)



(e) Degraded characteristic values of the faulted compressor and power turbine (FP5: double fault)



(f) Degraded characteristic values of the faulted compressor turbine and power turbine (FP6: double fault)



(g) Degraded characteristic values of the faulted compressor, compressor turbine and power turbine (FP7: triple fault)

Fig. 9. Results of faulted components quantified by Neural Network diagnostic program

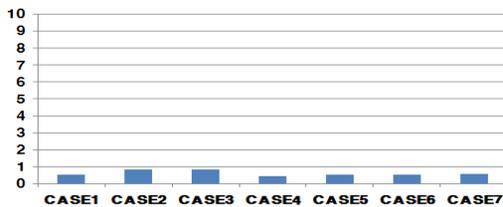


Fig. 10. RMS errors of estimation of 7 fault pattern cases using Neural Network diagnostic program

Fig. 10은 손상 진단 시 확인된 신경회로망 RMS 오차 결과를 보여준다.

### III. 결 론

본 연구에서는 먼저 퍼지 로직을 통해 구성품의 손상패턴을 정성적으로 식별한 후, 신경회로망 진단 프로그램을 이용하여 정량적으로 엔진 상태를 진단하는 알고리즘을 제안하였다.

퍼지 로직은 단일 및 다중손상의 손상패턴을 정확하게 분류하였고, 신경망 알고리즘 역시 각 손상 패턴에 따라 정량적인 손상을 잘 예측함을 확인할 수 있었다.

### 후 기

동 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(항우연주관) 연구결과 중 일부임.

### 참고문헌

- 1) Urban, L.A., "Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring", J. of Aircraft, Vol.10, No. 7, 1972, pp. 400-406.
- 2) Jayoung Ki, Changduk Kong, Seonghee Kho, Jaehwan Kim, Ieeki Ahn, Daesung Lee, "Development of On-line Performance Diagnostics Program of a Helicopter Propulsion System", ASME TURBO EXPO 2009, 2009-GT-59519.
- 3) 공창덕, 구영주, 고성희, 기자영, 전용민, "터보축엔진의 성능저하에 따른 계측데이터와 상태진단변수의 상관관계연구", 헬리콥터 기술 심포지움, 2008.
- 4) Diakunchak, I. S., "Performance Deterioration in Industrial Gas Turbines", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 114, 1992, pp. 161-167.
- 5) Lee, H. Y., Mun, G. I., 1999, "Fuzzy-Neuro using MATLAB", A-Jin.
- 6) Changduk Kong, Seonghee Kho, Jayoung Ki, Changho Lee, "A Study of Multi Fault Diagnostics of Smart Unmanned Aerial Vehicle Propulsion System Using Data Sorting and Neural Networks", ASME TURBO EXPO 2008, 2008-GT-50769.
- 7) Tsoukalas, L.H. and Uhrig, R.E., 1997, "Fuzzy and Neural Approaches in Engineering", John Wiley & Sons, Inc.
- 8) Lotfi, A. Z., 1998, "Fuzzy Logic Toolbox", MATLAB User's Guide.
- 9) Heykin, S., 1994, "Neural Networks - A Comprehensive Foundation", Macmillan.
- 10) Kurzke, J., 2001, "A Program to calculate Design and Off-Design Performance of Gas Turbines", GasTurb 9 User's Manual.
- 11) KHP 민군겸용구성품개발사업 위탁연구 보고서, 한국항공우주연구원, "터보샤프트 엔진의 사이클 설계/해석 및 Health Monitoring 시스템 개발", 2008