

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.1.080>

SIMULINK와 LabVIEW를 이용한 소형 터보제트 엔진의 실용 통합 상태 진단 시스템 개발

공창덕* · 고성희** · 박길수*** · 박광림***

Development of Practical Integral Condition Monitoring System for A Small Turbojet Engine Using SIMULINK and LabVIEW

Changduk Kong* · Seonghee Kho** · Gilsu Park*** · Gwanglim Park***

ABSTRACT

In currently developed engine condition monitoring systems, most field engine maintenance engineers have difficulties to use them in fields due to complexity, unpractical use, lack of understanding, etc. Therefore a practical usable engine condition monitoring system must be needed. This work proposes a practical performance condition monitoring of a small turbojet engine through comparing between the on-line performance monitoring data and the initial clean performance data calculated by the base engine performance model. Moreover the proposed monitoring system checks the gas path components' on-line health condition through comparing the component performance characteristics between the running engine represented as a deteriorated engine or a degraded engine and the base engine performance model represented as a clean engine. The proposed condition monitoring system is coded in a friendly GUI type program for easy practical application by a commercial tool, MATLAB/SIMULINK and LabVIEW.

초 록

최근 개발되는 엔진 진단 시스템들은 현장에서 일하는 엔진 정비사들이 이들 시스템들의 복잡성, 비실용성, 공학적 이해부족으로 사용하기가 매우 어렵다. 따라서 실용성 있는 엔진 진단시스템이 요구된다. 본 연구는 작동중인 온라인 성능진단 자료와 기본엔진 성능모델에 의해 계산된 초기고장이 없는 엔진 성능자료와의 비교를 통한 소형엔진의 실용적 성능진단 시스템 개발에 관한 것이다. 또한 제안된 성능진단 시스템은 성능이 저하되거나 고장이 난 엔진으로 간주되는 작동 중 엔진과 고장이 없는 엔진으로 간주되는 기본 엔진 성능모델 사이의 구성품 성능특성을 비교함으로써 가스경로 구성품의 온라인 진단을 확인할 수 있다. 개발된 상태진단시스템은 실제 적용을 용이하게 하기위해 SIMULINK와 LabVIEW프로그램을 이용하여 사용자조건에 맞는 GUI형 프로그램으로 작성하였다.

Key Words: Inverse Component Map Generation(역생성구성품맵), Steady-state Performance Model(정상상태성능모델), Micro Jet Engine(초소형제트엔진)

접수일 2012. 11. 21, 수정완료일 2013. 1. 15, 게재확정일 2013. 1. 18

* 종신회원, 조선대학교 항공우주공학과

** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

*** 학생회원, 조선대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: cdgong@chosun.ac.kr

1. 서 론

다양한 엔진 성능 상태 모니터링 시스템은

FSA(Frequency Spectrum Analysis), MCD (Magnetic Chip Detector), SOAP(Spectrum Oil Analyzer Program), etc. 와 모델을 기반으로 한 방법인 GPA, Observers, Parity Equations 과 매개변수 판단 및 Soft Computing 방법인 Neural Networks, Fuzzy Logic 과 전문가 시스템 등 전통적인 방법을 사용하여 엔진 상태를 모니터링하기 위해 개발되어왔다[1-4]. 성능모사 기술은 엔진의 손상을 주지 않으면서 적은 비용으로 정상 상태 및 동적인 상태를 연구하고 개발하는데 보다 많은 이해를 가능하게 한다. 국내에서도 최근 성능해석에 대한 관심과 연구 활동이 진행되고 있으나 프로그램에 관한 개발은 아직 많이 부족한 실정이다.

본 연구에서는 소형 가스터빈 엔진 시험장치에 사용 중인 "I-jet 130" 터보제트 엔진의 실시간 정상상태 성능진단 및 상태감시시스템 프로그램을 SIMULINK와 LabVIEW를 이용하여 개발하였고, 대상 엔진 구성품 성능 맵을 실험 데이터를 이용하여 역 생성하였다. 실험 데이터는 보유 중인 마이크로 가스터빈 엔진 시험장치(MGET30)의 RPM 60%~90% 운용조건에서의 여러 성능 데이터를 획득하였다. 개발한 정상상태 성능해석 및 상태 감시 프로그램의 검증은 위하여 지상 정지 조건에서 실제 측정된 실험 데이터와 성능해석 결과를 비교하여 개발한 모델을 검증하였다.

2. 시험장치 구성

2.1 대상엔진

본 시험 장치에 사용된 i-Complete 사의 i-Jet 130은 추력 130N급의 소형 터보제트 엔진으로 주로 Radio Control Micro Aircraft의 추진 장치로 사용되고 있으며 1단 원심 압축기, 역류 애너러형 연소실, 1단 축류 터빈으로 구성되어 있다 [5]. 또한 연료 공급을 위한 연료펌프, 연료필터, 연료밸브 및 점화플러그, 시동 모터 등의 보기가 있으며 ECU(Engine Control Unit)에 의해 자동으로 제어된다. 원활한 시동을 위해 시동 시에

Table 1. Design point performance of I-Jet 130 turbojet engine

Type	Turbojet
Compressor	One stage centrifugal
Combustion Chamber	Reverse flow annular
Turbine	One stage axial
Thrust(max.@126,000 rpm)	130 N(13.25 kgf)
Exhaust Gas Temperature(max.)	893 K
Fuel Consumption	0.139 g/N/h
Fuel	Kerosene, Jet A1
Start Gas	Propane
Lubrication Oil	Mobil Jet2, Exxon 2380
Fuel-oil Mixing Ratio	20 : 1
Engine Control Unit	FADEC Type AU-604
Fuel Pump	Hausl Pump ZP30020F
Glow Plug	OS A8, Rossi 8
Dimensions	115 mm(D)x320 mm(L)

는 프로판 가스가 사용되고 Idle(자립속도) 이상 정상 작동 시에는 케로신 연료가 공급된다. Table 1은 I-Jet 130 엔진의 주요 제원이다.

2.2 Engine Sensing Hole

공기유량, 압축기 입/출구와 터빈 출구의 온도 및 압력을 측정하기 위하여 Fig. 1과 같이 센싱홀을 만들고 압력 측정용 튜브와 온도 센서를 장착하였다.

2.3 공기유량 측정 장치

공기유량 측정 장치는 Fig. 2와 같이 엔진 전방에 위치하며 공기유량을 계산하기 위한 정적압력과 온도의 측정은 그림에 표시된 벨마우스와 덕트의 4군데의 Sensing Point 에서 측정한다.

2.4 Test Cell

테스트 셀(Test Cell)은 추력대를 지지해주고, 터보제트 엔진 시험 중 발생할 수 있는 위험으

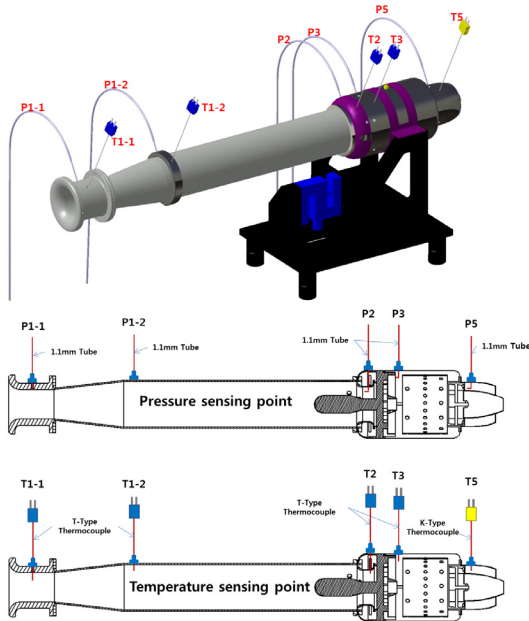


Fig. 1 Performance data measuring points

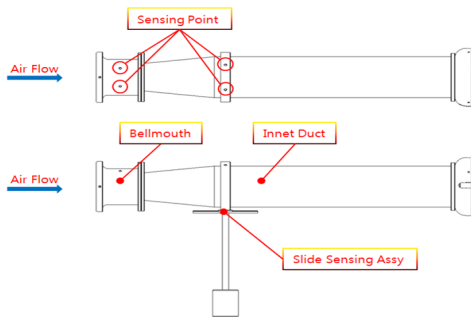


Fig. 2 Airflow measurement systems

로부터 시험자를 보호해주는 안전 케이스 역할을 한다. 또한 고온의 배기가스를 안전하게 배출하기 위한 배기구가 장착되어 있으며 데이터 모니터링 및 운용이 쉽고 편리하도록 설계 및 제작하였다[6, 7].

Figure 3은 제작 완료된 테스트 셀(Test Cell)이다.

3. 데이터 계측 및 획득 시스템



Fig. 3 Complete test setup of I-jet 130

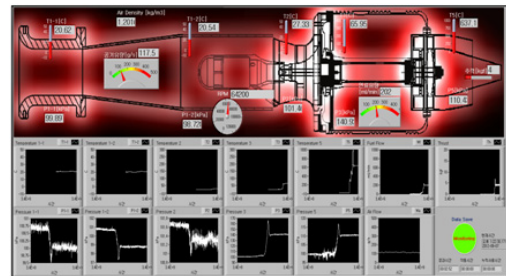


Fig. 4 Data monitoring system

데이터 모니터링 및 획득 장치는 NI(National Instruments)사에서 개발한 LabVIEW를 사용하였다.

3.1 Real-time Monitoring System

실시간 모니터링 화면(Real-time Monitoring System)은 사용자가 엔진 테스트 중 실시간으로 계측되는 데이터를 한눈에 쉽게 읽고 확인할 수 있도록 배치하였다. 본 시험 장치에서 모니터링 및 획득되는 데이터는 압축기 입구 온도와 압력, 압축기 출구 온도와 압력, 터빈 출구 온도와 압력, 연료유량, 추력 값이다. Fig. 4는 LabVIEW를 이용하여 프로그래밍한 프론트 패널로 실시간 모니터링 화면(Real-time Monitoring System)이다.

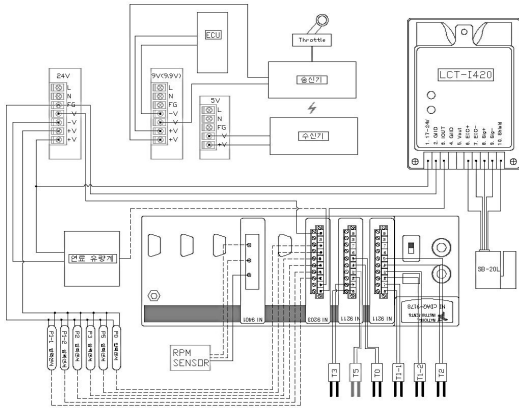


Fig. 5 Layout of signal line of data acquisition system

Table 2. Specifications of NI9211 and NI9203 devices

	NI9211	NI9203
Channel	4	8
Resolving power	24bit	16bit
Input Range	±80 mV	±20 mV
Transformation Time	70ms	5(min)

Table 3. Physical channel, device name and measuring type of measuring signals

Channel Name	Physical Channel	Device Type	Measuring Type
T1-1	cDAQ1Mod1/ai0	NI9211	Thermocouple (T-type)
T1-2	cDAQ1Mod1/ai1	NI9211	Thermocouple (T-type)
T2	cDAQ1Mod1/ai2	NI9211	Thermocouple (T-type)
T3	cDAQ1Mod2/ai0	NI9211	Thermocouple (T-type)
T5	cDAQ1Mod2/ai1	NI9211	Thermocouple (K-type)
T0	cDAQ1Mod2/ai2	NI9211	Thermocouple (T-type)
P1-1	cDAQ1Mod3/ai2	NI9203	Electric Current
P1-2	cDAQ1Mod3/ai3	NI9203	Electric Current
P2	cDAQ1Mod3/ai4	NI9203	Electric Current
P3	cDAQ1Mod3/ai5	NI9203	Electric Current
P5	cDAQ1Mod3/ai6	NI9203	Electric Current
P0	cDAQ1Mod3/ai7	NI9203	Electric Current
Wf	cDAQ1Mod3/ai1	NI9203	Electric Current
Thrust	cDAQ1Mod3/ai0	NI9203	Electric Current

3.2 데이터 획득 시스템

데이터 획득 장치로는 데이터 로거의 사용 편리성, 저비용적인 측면과 모듈형 측정기기의 우수한 성능, 유연성을 갖춘 NI Compact DAQ 하드웨어를 사용하였으며 시험장치에서 계측되는 센서의 아날로그 신호를 간단한 플러그 앤 플레이로 빠르고 정확한 측정이 가능하다. Fig. 5는 DAQ 장비를 사용한 데이터 획득 시스템의 배선도이다.

Table 2는 NI9211와 NI9203 장치의 사양을 나타내었다.

Table 3은 물리 채널의 장치 이름 및 데이터 획득 시스템의 신호를 측정하는 측정 유형을 나타내었다.

4. 실험 데이터를 이용한 성능 맵 생성

실험은 i-Jet 130엔진의 60%, 65%, 70%, 75%, 80%, 85%, 90%에 해당하는 RPM별로 수행하였다. 데이터의 축적은 각 RPM별로 10Hz로 30초씩 이루어졌다.

4.1 성능 맵 생성

실험 데이터를 이용한 구성품 성능 맵 축적을 위한 계산 절차는 Fig. 6과 같다.

먼저, 각 구성품 축적인자들을 결정하기 위해 시험장치의 실험으로부터 각 RPM별 성능 데이터

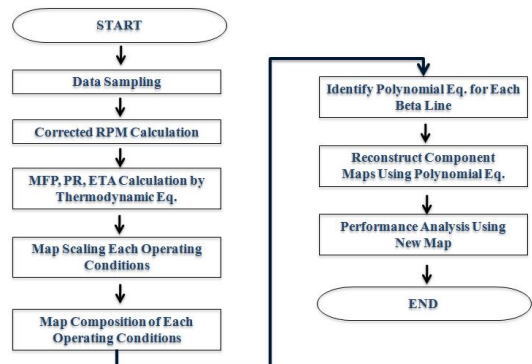


Fig. 6 Flow of component map generation using experimental test data

Table 4. Performance parameter values of compressor and turbine

	RPM	60%	65%	70%	75%	80%	85%	90%
Compressor	PR	1.56704	1.69197	1.82604	1.99515	2.16122	2.3608	2.56039
	MFP	0.14204	0.16158	0.18053	0.19948	0.21804	0.23834	0.25478
	ETA	0.74981	0.75338	0.75746	0.76397	0.771	0.77724	0.78395
Turbine	PR	1.30765	1.38025	1.44618	1.52796	1.61057	1.68901	1.76078
	MFP	0.17214	0.18176	0.18790	0.19306	0.19808	0.20218	0.20305
	ETA	0.82277	0.83483	0.84071	0.85341	0.86576	0.86866	0.86571

인 온도, 압력, 공기유량, 연료유량, 추력 등의 데이터를 샘플링 한다. 이로부터 열역학적 방정식을 이용하여 역으로 압축기와 터빈의 압력비, 유량함수 등의 성능 데이터를 계산해 낼 수 있다.

이렇게 축적된 구성품 성능 데이터는 수치 해석적 기법으로 정리하여 각 조건에서의 설계 점 성능 값으로 적용했다. 수치 해석적 기법은 노이즈 제거와 경향분석을 위해 획득된 데이터들의 최대 점과 최소 점 사이를 다섯 구간으로 구분하여 그 구간들 중 가장 많은 데이터가 집중되어있는 구간을 선별하여 평균값을 취하는 방법을 사용하였다.

Table 4는 7가지 RPM 조건에서의 계산된 구성품 성능 값들이다.

각 조건에서의 구성품 성능 값과 Eq. 1, 2, 3을 이용하면 7가지 RPM별 축적인자 값을 이용하여 새로운 구성품 성능 맵을 얻을 수 있다[8].

$$PR = \frac{PR_{(design)} - 1}{PR_{(mapdesign)} - 1} \cdot (PR_{(map)} - 1) + 1 \quad (1)$$

$$MFP = \frac{MFP_{(design)}}{MFP_{(mapdesign)}} \cdot MFP_{(map)} \quad (2)$$

$$ETA = \frac{ETA_{(design)}}{ETA_{(mapdesign)}} \cdot ETA_{(map)} \quad (3)$$

PR : 압력비, MFP : 유량함수, ETA : 효율

'design'은 실험과 수치해석 기법에 의해 얻어진 설계점의 데이터이며, 'map design'은 스케일링을 위해 준비한 기준 맵(reference map)에서의

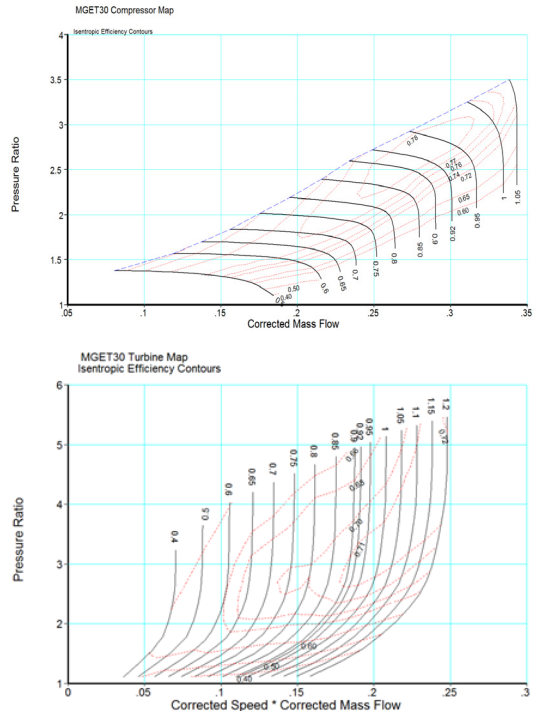


Fig. 7. Generated maps of compressor and turbine

설계점이고, 'map'은 기준 맵에서의 설계점 외의 다른 점들이다. 본 연구에 사용된 기준 맵은 상용 가스터빈 성능해석 프로그램인 "GasTurb"에서 제공하는 압축기 맵(Rad1kg.map)과 터빈 맵(turbimap.map)을 사용하였다[9]. Fig. 7은 새롭게 구성된 압축기와 터빈의 성능 맵이다.

5. MATLAB / SIMULINK 성능모델

개발된 SIMULINK 성능모델 프로그램은 상수 블록을 이용하여 고도, 마하수, 표준대기온도 변화, RPM 값을 입력 값으로 하였으며, 최종 출력 값으로 진추력, 비연료소모율 SFC, 연료유량, 공기유량, 각 단별 온도, 압력 값이 계산 되도록 구성되어 있다. 그리고 서브시스템 블록에는 Fcn 블록을 이용하여 주요 열역학적 관계식들의 계산이 이루어진다[10].

서브시스템 블록들은 Intake, Compressor, Combustor, Turbine, Jet pipe로 이루어져 있으

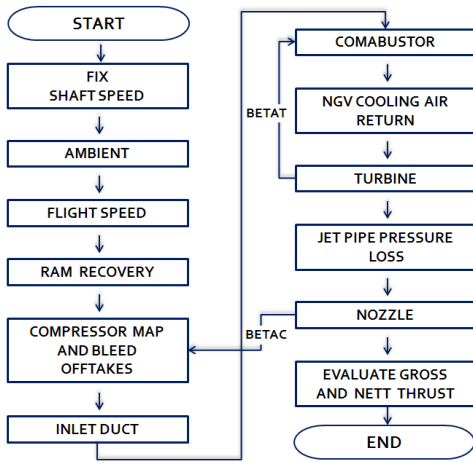


Fig 8 Flow chart of performance simulation model program using SIMULINK

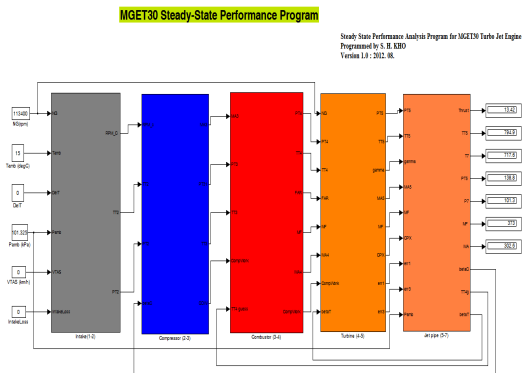


Fig. 9 SIMULINK performance model of I-jet 130

며 Matching 블록에서 일 조합과 유량조합이 이루어진다. 압축기와 터빈 블록에는 각 구성품의 압축비 및 효율, 유량을 찾기 위해 탐색 서브시스템을 구성하였다. 이 때 각 맵 데이터는 행렬식으로 저장되어 있다. Fig. 8은 대상엔진의 정상상태 성능해석 프로그램에 사용된 순서도이고, Fig. 9는 SIMULINK 성능모델 프로그램의 개략도이다.

Turbine과 Compressor 블록에 앞에서 생성한 맵이 Fig. 10, 11과 같이 들어가 적절한 작동점을 찾을 수 있다

Figure 12는 일 조합과 유량조합이 수행되는 Matching 서브시스템 이며 일 조합과 유량조합

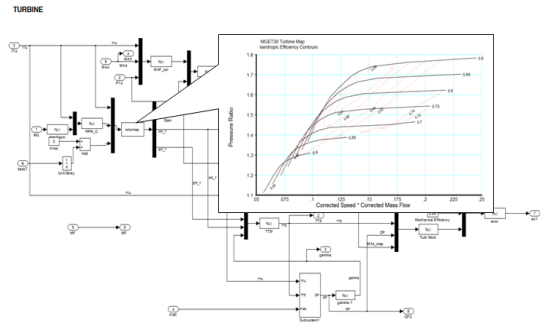


Fig. 10 Turbine subsystem block with turbine map

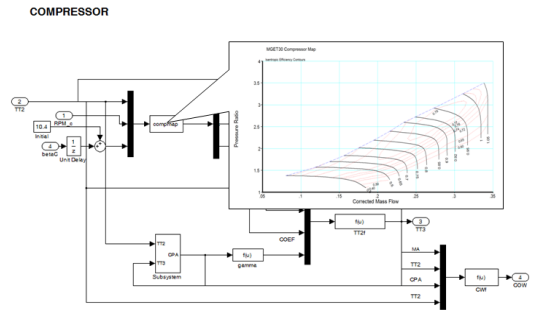


Fig. 11 Compressor subsystem block with compressor map

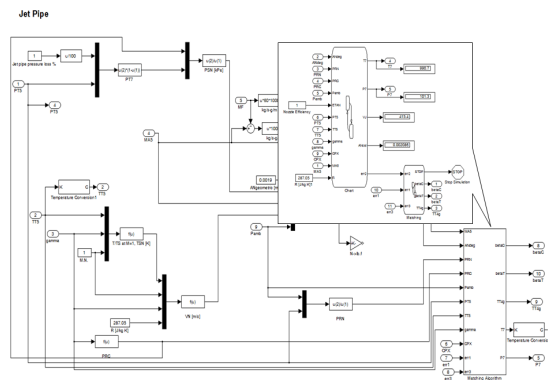


Fig. 12 SIMULINK performance model of matching subsystem

을 위해 "Stateflow"를 사용하였다.

6. 성능 해석 결과

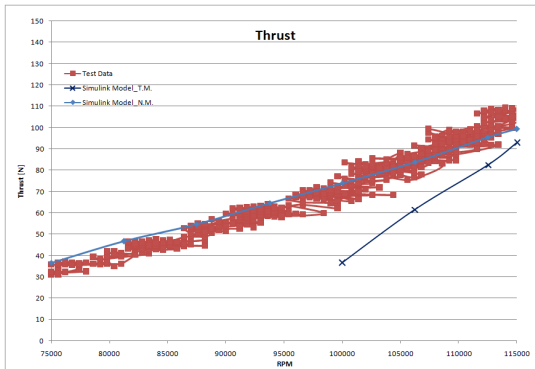


Fig. 13 Comparison between performance analysis results and experimental test data

SIMULINK를 이용하여 대상 엔진의 정상상태 성능모델을 구성 하였으며 기상정지조건에서 RPM 값을 60% ~ 90% 범위에서 변경하여 성능 해석을 수행하였다.

실험 데이터(Table 2)를 이용하여 각 RPM별로 축척 값을 구하여 생성한 성능 맵(N.M.)과 기존의 축척방법(T.M.)으로 얻어진 성능 맵을 이용한 성능 해석결과를 실험 데이터와 비교하여 검증 하였다. Fig. 13은 비교 검증의 결과를 나타낸 것이다.

7. ON-LINE 상태 모니터링 프로그램

실시간 모니터링 프로그램에 구성품(압축기, 터빈) 성능 인자(유량, 효율)를 구하기 위해 LabVIEW를 이용하여 모델링 하였다. 본 연구에서 적용할 시험 장치는 압축기 입출구의 온도 및 압력 데이터를 실시간으로 획득 가능하므로 압축기의 성능 인자는 열역학적 관계식으로 구하였다. 터빈은 출구의 온도와 압력 데이터만 측정 하므로 터빈 입구의 온도와 압력 데이터는 다른 측정 데이터를 이용하여 구하고 터빈의 성능 인자를 열역학적 관계식으로 구한다. 대상 엔진 구성품 성능 인자는 Fig. 14, 15와 같다[11].

LabVIEW를 이용한 실시간 모니터링 프로그램과 SIMULINK를 이용한 기준 성능해석 프로그램을 Fig. 16과 같이 인터페이스 하였고,

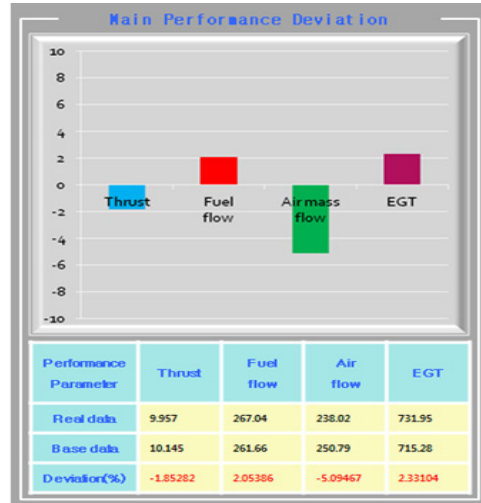


Fig. 14 Monitoring screen on deviations of base main engine performance parameters such as thrust, fuel flow, mass flow and EGT and real time main engine performance parameters

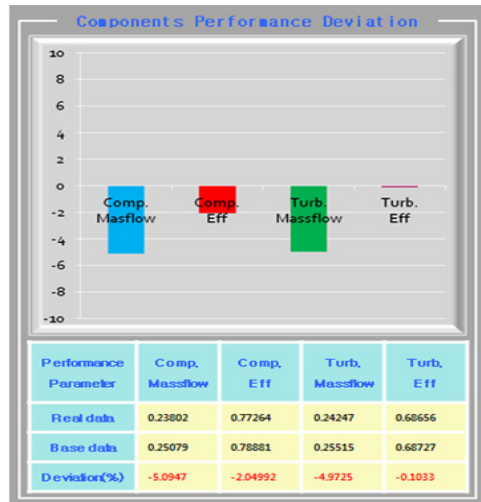


Fig. 15 Monitoring screen on deviations of base compressor and turbine characteristic parameters and real time compressor and turbine characteristic parameters

LabVIEW 프로그램에 기준 성능해석 프로그램을 온라인으로 운용 가능하도록 프로그래밍 하였다. Fig. 17, 18은 새롭게 생성한 구성품 성능 맵이고, 운용 중 현재 작동점이 표시된다. Fig. 19는

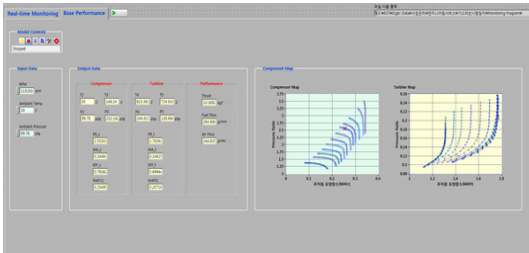


Fig. 16 Monitoring panel of both on-line and base performance analysis programs

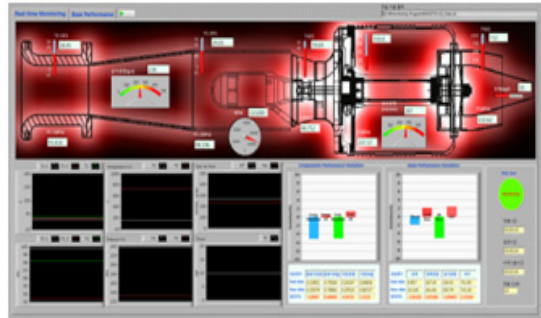


Fig. 19 GUI type integral monitoring main screen

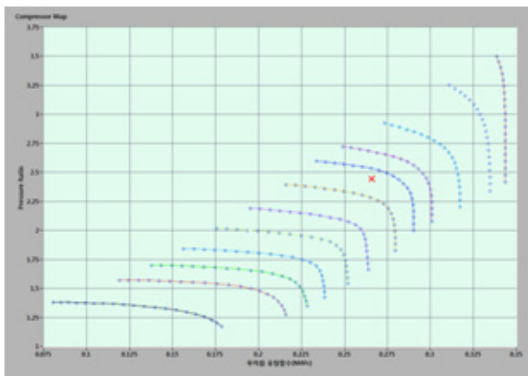


Fig. 17 Base compressor map and present operating point

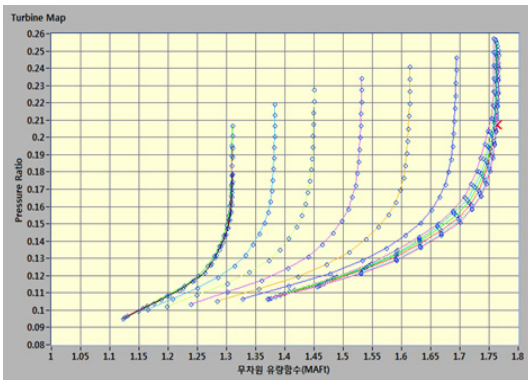


Fig. 18 Base turbine map and present operating point

실시간 엔진 측정 데이터 및 대상엔진 성능 편차를 온라인으로 모니터링하는 메인 화면이다.

후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임.

8. 결 론

참 고 문 헌

1. Li, Y. G., GasTurbine Diagnostics, Cranfield University LectureNote, 2004
2. Jhou, Ji., "Intelligent Fault Diagnosis With Application to Gas Turbine Engines," Ph. D thesis. The University of Sheffield, 1998
3. Urban, L.A., "Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring," J. of Aircraft, Vol. 10, No 7, 1972, pp.400-406
4. Tsoukalas, L. H. and Uhrig, R. E., Fuzzy and Neural Approaches in Engineering, John Wiley & Sons, Inc, 1997
5. I-Complete SdnBhd, I-Jet 130 Manual Version 1.4, 2008
6. Kho, S. H., MGET30 Manual Version 2, Easy Gas Turbine Co., Ltd., 2012
7. Kho, S. H., Ki, J. Y. and Kong, C. D., "Development of Condition Monitoring Test cell using Micro gas turbine engine," ASME Turbo Expo, GT-2009-59931, 2009
8. Walsh, P. P. and Fletcher, P., Gas Turbine Performance, ASME Press, 1998
9. Kurzke, J., GasTurb 9 User's Manual, 2001
10. Kong, C. D., Kho, S. H. and Ki, J. Y., "A Study on Development of On-line Condition Monitoring Program of a Turbo shaft Engine," J. of Korea Society of Propulsion Engineers, Vol. 12, No. 6, 2008, pp.7-11
11. Rivera, Gilbert D., "Turbochargers to small turbojet engines for uninhabited aerial vehicles," Monterey, California, Naval Postgraduate School, 1998