

# 초소형 가스터빈을 이용한 상태감시 시험장치 개발

고성희\* · 기자영\*\* · 구영주\* · 공창덕\* · 이은우\*\*

## Development of the Condition Monitoring Test Cell Using the Micro Gas Turbine Engine

Seonghee Kho\* · Jayoung Ki\*\* · Youngju Koo\* · Changduk Kong\* · \*\*Eunwoo Lee\*\*

### ABSTRACT

This test cell is developed to the institutes or laboratories research and study gas turbine engine for academic purpose with this test data to provide the fundamentals of operational mechanism and structural configuration, and further to verify thermodynamic calculation

The test cell is installed to monitor and compare real-time data with reference engine model performance simulation data. using by NI DAQ(Data acquisition)device and LabVIEW program based on 30lbf-micro turbojet engine.

### 초 록

본 시험장치는 가스터빈엔진의 이론적 열역학 계산을 실제 성능시험을 통해 비교해보고 관련 교육기관, 연구소 등에 가스터빈 엔진의 작동 원리와 구조에 대한 기초지식을 제공하도록 개발되었다.

추력 30lbf급 마이크로 터보제트 엔진을 대상으로 하여 NI DAQ(데이터 수집)장치와 LabVIEW 프로그램을 이용하여 실시간 계측되는 데이터와 기준 엔진 성능 시뮬레이션 데이터를 비교 할 수 있는 프로그램을 개발하였다.

Key Words: Turbo Jet Engine(터보제트엔진), DAQ(데이터수집), Test Cell(테스트셀), Engine Control Unit(엔진제어장치), Monitoring System(모니터링 시스템),Performance Simulation(성능 시뮬레이션)

### 1. 서 론

본 시험 장치는 교육기관, 연구소 등에서 가스

터빈 엔진의 작동원리를 이해하고 각종 시운전을 통해 성능 시험의 기술적인 경험과 노하우를 축적하는데 활용될 수 있도록 개발되었다. 가스터빈 성능시험은 압축기 서지나 스톱과 같은 불안정 운전특성을 파악할 수 있으며 엔진의 작동 영역한계를 파악하기 위한 것으로 엔진뿐 아니라 센서, 계측장비, 데이터 획득 시스템, 전기,

\* 조선대학교 항공우주공학과  
연락처자, E-mail: habari@paran.com

\*\* (주) 이지가스터빈

전자 등 많은 요소기술을 필요로 한다[1][2]. 시험기술은 많은 경험에 의한 노하우를 통해 축적되는 것으로 엔진의 개발과정뿐만 아니라 분해수리 후, 상용 엔진의 구매 후에도 수행되는 매우 중요한 절차이다[3].

따라서 본 연구에서는 초소형 가스터빈을 이용한 상태감시 시험장치 개발로 가스터빈 엔진의 작동 원리 및 구조에 대한 기초 지식을 제공하고 성능 시험의 기술적 경험과 노하우를 축적하는데 활용될 수 있도록 본 시험장치를 개발하게 되었다.

## 2. 시험장치 제작

### 2.1 터보제트 엔진

본 시험장치에 사용된 i-Complete 사의 i-Jet 130은 추력 30 lb급의 소형 터보제트 엔진으로 주로 무선조종 비행기의 추진 장치로 사용되고 있으며 Fig. 1과 같이 1단 원심압축기, 역류 애널리형 연소실, 1단 축류 터빈으로 구성되어 있다[4].

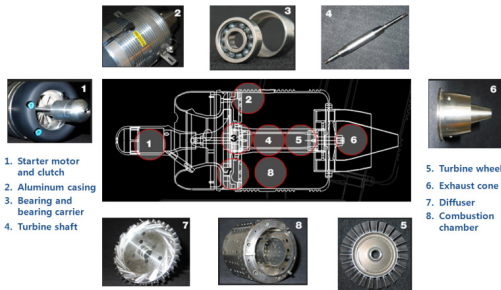


Fig. 1 Main components of the i-Jet 130

또한 연료 공급을 위한 연료펌프, 연료필터, 연료밸브 및 점화플러그, 스타터 모터 등의 부품(액세서리)이 있으며 ECU에 의해 자동으로 제어된다.

원활한 시동을 위해 시동 시에는 프로판 가스가 사용되고 아이들 이상 정상 작동 시에는 케로신 연료가 공급된다.

Table 1에는 i-Jet 130의 주요 제원을 나타내었다.

Table 1. Specification of i-Jet 130

Type	Turbojet
Compressor	1 stage centrifugal
Combustion Chamber	Reverse flow annular
Turbine	1 stage axial
Thrust (max.@126000 rpm)	14 kgf(30.86 lbf)
Thrust (idle@32000 rpm)	0.41 kgf(0.9 lbf)
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
Dimensions	108 mm $\varnothing$ x 250 mm L

### 2.2 추력대 제작

추력대는 엔진을 고정하는 스탠드 부분과 추력을 측정하기 위한 슬라이딩 부분으로 나누어지며, 추력이 발생하면 고정된 스탠드가 슬라이딩하여 로드셀에 압축력을 가하도록 설계하였다.

슬라이딩 시 마찰을 최소화하기 위해 LM가이드(전동면 사이에 볼 혹은 롤러 등의 전동체를 삽입시켜 구름운동을 하므로 마찰저항이 매우 적음)를 사용하였다.

Figure 2는 설계된 추력대와 제작된 추력대를 나타내었다.

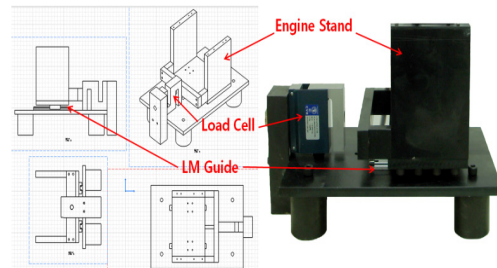


Fig. 2 Thrust stand

### 2.3 엔진 센싱 홀

엔진의 상태를 모니터링 하기 위해서는 주요 구성품의 적절한 위치에서 온도와 압력을 측정해야 한다. 따라서 Figure 3과 같이 i-130 엔진의 케이싱에 온도와 압력을 측정하기 위한 센싱 홀을 가공하였다. 엔진의 정확한 상태 모니터링을 위해서 여러 포인트에서 측정하여야 하나 제한된 제작비로 압축기 입구 온도와 압력, 압축기 출구 온도와 압력, 터빈 출구의 온도와 압력만을 측정하여 엔진의 상태를 모니터링 하였다 [5][6][7].

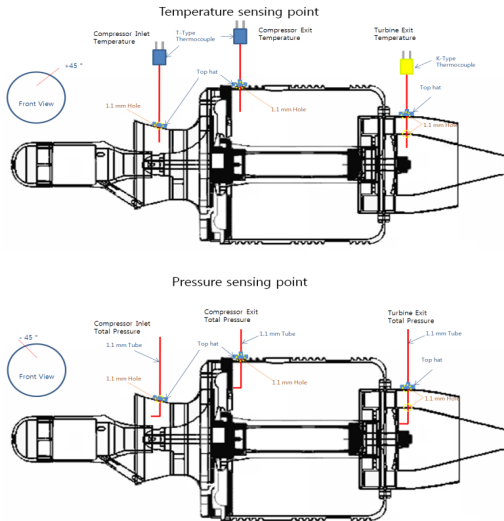


Fig. 3 Sensing point

### 2.4 센서구성

Figure 4는 엔진 및 센서배열을 보여준다. 엔진 추력은 로드셀에 의해 측정된다. 압력 센서는 압축기 입구(P2), 압축기출구(P3) 및 터빈 출구(P5)의 전압을 측정하기 위해 설치된다. 나일론 튜브는 압력포트에 압력을 전달하기 위해 사용되었다. 압축기 입구(T2), 압축기 출구(T3) 및 터빈 출구(T5) 온도를 측정하기 위해 상용 열전대 T, K 타입이 설치되었다. McMillan의 고성능 마이크로터빈 연료유량센서가 연료 공급량을 획득하기 위해 설치되었다.

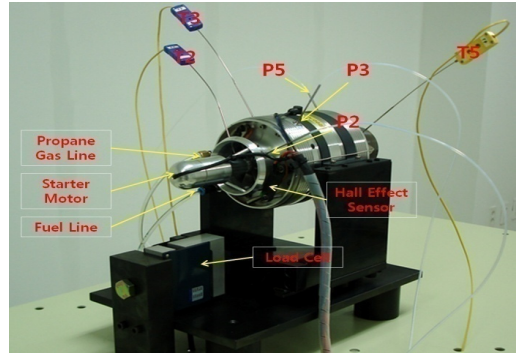


Fig. 4 Arrangement of sensors

## 3. 데이터 계측 및 획득 시스템

데이터 수집 장치로는 인스트루먼트의 NI CompactDAQ 하드웨어를 사용하였으며 시험장치에서 계측되는 센서의 아날로그 신호를 USB의 간단한 플러그 앤 플레이로 빠르고 정확한 측정이 가능하다. Figure 5는 NI CompactDAQ USB 데이터 획득 시스템이다.

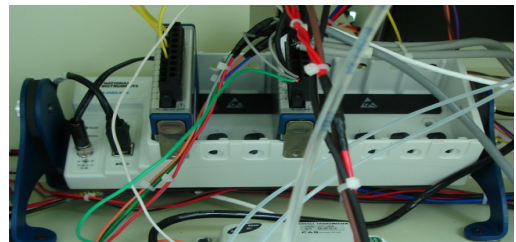


Fig. 5 Data acquisition hardware, NI

### 3.1 테스트 셀

Figure 6과 같이 i-Jet 130엔진은 추력대(Figure 4)에 설치되어있고 엔진의 상태를 육안으로 확인할 수 있도록 테스트 섹션은 5mm 두께의 투명 아크릴을 사용하였고, 고온의 배기가스를 안전하게 외부로 배출하기 위한 배기구(exhaust duct)가 장착되어 있다.

중앙부 정면에는 데이터 모니터링을 위한 모니터, ECU 제어를 위한 Data terminal과 Throttle lever 등이 장착되어 있고 중앙부 후면에는 엔진 보기류, DAQ system, 센서 및 전원

공급장치(power supply)가 세팅되어 있다. 하부에는 데이터 획득을 위한 컴퓨터와 연료탱크를 격리하여 장착하였다.

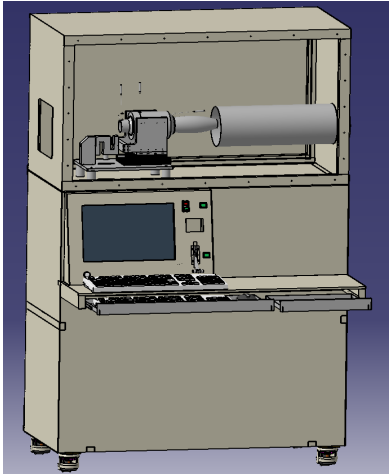


Fig. 6 A Complete Test Cell

본 시험 장치에서는 컴퓨터를 이용한 제어와 계측이 가능한 LabVIEW software를 다음 두 가지 용도로 사용하였다. 실시간 계측되는 데이터를 모니터링 화면에 보여주고 저장할 수 있도록 해주는 실시간 모니터링 프로그래밍과 기준 엔진 모델 성능을 계산하는 시뮬레이션 프로그래밍에 각각 사용하였다.

### 3.2 실시간 성능 모델링

실시간 모니터링 화면은 사용자가 엔진 테스트 중 실시간으로 계측되는 데이터를 한눈에 쉽게 확인할 수 있도록 배치하였다. 본 시험장치에서 모니터링 및 수집 되는 데이터는 압축기 입구 온도와 압력, 압축기 출구 온도와 압력, 터빈 출구 온도와 압력, 공기 속도, 연료 유량, 추력, RPM 이다. 여기에서, 계측된 공기 속도는 흡입 공기 유량 계산에 사용되고, RPM 데이터는 Fadec ECU와 RJ45에 의해 획득되어 컴퓨터 로 보내진다.

Figure 7는 LabVIEW를 이용하여 프로그래밍한 프론트패널로 실시간 모니터링 및 데이터 저장 가능하다[8].

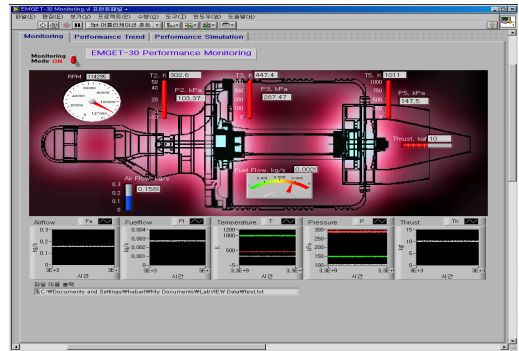


Fig. 7 The front panel by programming LabVIEW

### 3.3 기준 엔진 성능 시뮬레이션 프로그램

Figure 8는 프로그램 입력 및 내부 입력 값을 이용하여 기준 엔진모델 성능 계산이 가능하도록 프로그래밍된 성능시뮬레이션 프론트패널 이다. 여기에서는 기준 엔진 성능계산을 위한 입력 값 및 설계점 성능 데이터 등을 입력한 후 실행하면 엔진의 주요 성능변수들의 결과값이 디스플레이 되고 파일로 저장된다.

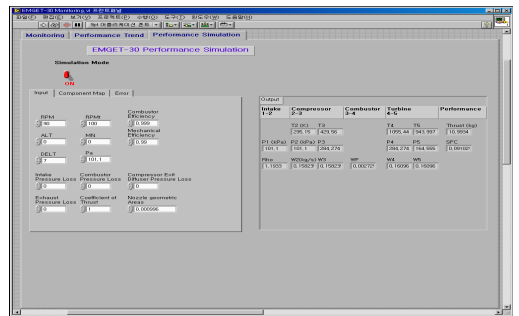


Fig. 8 The front panel of performance simulation

Figure 9는 Figure 8의 내부 블록다이어그램으로 흡입구 성능 모델, 압축기 성능 모델, 연소기 성능 모델, 터빈 성능 모델, 노즐 성능 모델, 성능계산 및 매칭 모델, 압축기 및 터빈 맵 서치 서브 모델, 가스 특성 서브 모델 등으로 구성되어 있다. 여기에서 구성품 맵 데이터는 제작사에서 제공되지 않아 설계점 데이터로 유사맵을 스케일링하여 사용하였다[9]. 따라서 부분부하 성능계산시 오차가 발생하게 되는데 이는 테스트 데이터를 이용하여 보정할 예정이다.

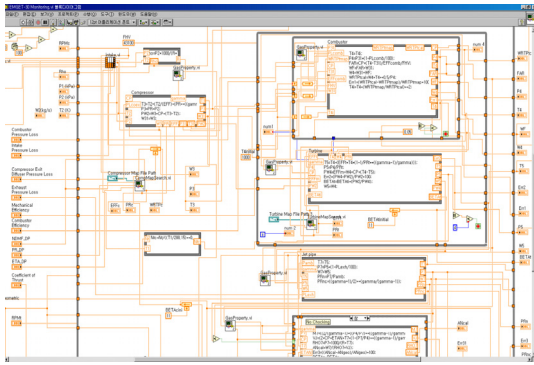


Fig. 9 The block diagram of performance simulation

추후 정상상태에서 실시간으로 계측되는 P3, T3, P5, T5, Wf, Thrust데이터와 각각의 기준 엔진 성능 시뮬레이션 프로그램 데이터와의 변화량을 실시간으로 비교한 예정이다.

#### 4. 결 론

본 시험장치는 가스터빈 엔진의 작동 원리 및 구조에 대한 기초 지식을 제공하고 성능 시험의 기술적 경험과 노하우를 축적하는데 활용하기 위하여 개발하였다.

30 lb 급의 소형 터보제트 엔진과 로드셀, 연료유량, 공기속도, 온도 및 압력 센서를 장착하고 계측되는 데이터는 실시간 모니터링과 수집이 가능하도록 NI의 DAQ 장치와 LabVIEW를 이용하여 시험장치를 구성하였다.

앞서 언급했듯이 각 RPM별 실험데이터를 축적하여 각 구성품 맵을 보완할 것이며 또한 LabVIEW Software를 이용하여 실시간으로 계측되는 데이터와 기준 엔진 성능(Reference Engine Model Performance)데이터를 비교하여 엔진의 상태감시를 수행할 예정이다.

#### 참 고 문 헌

1. Walsh, P. P. and Fletcher, P., Gas Turbine Performance, 2nd ed., Blackwell Science Ltd., 2004
2. Liou, W. W. and Leong C. H., "Gas Turbine Engine Testing Education at Western Michigan University," AIAA-2007-703, January 2007
3. 임진식, 민성기, 김승우, 최태훈, 이시우, "제트엔진 개발규격 및 확인시험 체계," 한국추진공학회, 제 4회 학술대회논문집, 1995, pp.33-39
4. i-Jet 130 Manual Version 1.4, i-Complete Sdn Bhd, 2008
5. Saravanamuttoo, H.I.H., "Recommended Practices for Measurement of Gas Path Pressures and Temperatures for Performance Assessment of Aircraft Turbine Engines and Components", AGARD Advisory Report, AGARD AR-, 1990
6. Abdelwahab, M., Biesiadny, T.J. and Silver, D., "Measurement Uncertainty for the Uniform Engine Testing Program Conducted at NASA Lewis Research Center", NASA-TM-88943, 1987
7. David, D.P., "Design and Analysis of a Gas Turbine Test Facility Air System", Msc, Naval Postgraduate School, 1995
8. 박홍복, LabVIEW 8 그래픽컬 프로그래밍, 정익사, 2008
9. Kong, C.D., Kho, S.H., Ki, J.Y., and Jun, Y.M., "A Novel Method for Component Map Identification of a Gas Turbine Using Intelligent Method and Engine Performance Deck Data ", Proceedings of ASME TURBO EXPO 2007, GT-2007-27569, 2007