

소형 가스터빈 엔진 실험 데이터를 이용한 역모델링 연구

공창덕* · 임세명*

A Study of Inverse Modeling from Micro Gas Turbine Experimental Test Data

Changduk Kong* · Semyeong Lim*

ABSTRACT

The gas turbine engine performance is greatly relied on its component performance characteristics. Generally, acquisition of component maps is not easy for engine purchasers because it is an expensive intellectual property of gas turbine engine supplier. In the previous work, the maps were inversely generated from engine performance deck data, but this method is limited to obtain the realistic maps due to calculated performance deck data. Therefore this work proposes newly to generate more realistic compressor map from experimental performance test data. And then a realistic compressor map can be generated from those processed data using the proposed extended scaling method at each rotational speed. Evaluation can be made through comparison between performance analysis results using the performance simulation program including the generated compressor map and on-condition monitoring performance data.

초 록

가스터빈 엔진의 성능은 그 구성품 성능 특성에 큰 영향을 받는다. 보통 이러한 구성품 성능 특성은 여러 조건에서의 수많은 실험을 통해 얻을 수 있지만 그것은 제작사의 고유 재산이기 때문에 쉽게 제공되지 않는다. 그렇기 때문에 보통 성능 텍을 이용하거나 소유하고 있는 엔진 성능 맵을 스케일링 하여 사용한다. 하지만 이러한 방법은 탈설계점에서 오차를 보인다. 이에 본 연구에서는 소형 가스터빈 엔진 실험 장치를 구성하여 몇 구간에서의 실험을 통해 데이터를 축적하고 이를 이용하여 구성품 성능 맵을 축적하는 방법을 제시하였다. 그리고 프로그램을 이용하여 대상 엔진의 정상상태 성능 모델을 구성하여 실제 측정 데이터와 새롭게 생성된 구성품 맵을 사용했을 경우, 그리고 기존의 방법을 이용한 경우를 비교하였다.

Keywords: Inverse map generation, Compressor map, Experimental test data

* 조선대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: cdgong@chosun.ac.kr

가스터빈 엔진의 성능 모사는 엔진의 개발단계에서의 위험도나 비용 감소의 목적뿐만 아니라 운용단계에서의 최적의 정비를 위한 엔진 상태 진단을 위해서도 매우 중요하다. 이러한 가스터빈 엔진의 성능모사와 진단을 위해서는 각 구성품의 특성을 나타내는 성능 선도가 필수적이다. 구성품 성능선도는 다양한 조건에서의 성능 시험을 통해 얻는 것이 당연하지만 실제 엔진의 구성품 성능선도는 엔진 제작사를 제외하고는 획득하기가 매우 어렵기 때문에 일반 구매자나 가스터빈 엔진의 성능을 연구하는 사람들은 일부 공개된 성능선도를 축적하여 이용하고 있다. 축적방법에는 여러 방법들이 있으나 가장 널리 쓰이는 방법은 성능선도의 설계점 데이터를 새로운 엔진의 설계점 데이터에 맞도록 축적값을 구하여 구성품 성능선도의 각각의 데이터에 곱하는 방법을 사용한다[1]. 그러나 이 방법은 기존의 엔진과 새로운 엔진의 성능이 비슷하여 축적값이 1.0에서 크게 벗어나지 않는 경우에만 유효하고 설계점 이외에서는 실제 엔진의 성능과 상당한 오차를 나타내는 단점이 있다[2]. 따라서 공창덕등은 각 포인트별 전체를 스케일링 하는 system identification method[3]나 성능텍의 데이터로부터 유전자 알고리즘을 사용하여 구성품의 성능을 역 생성하는 genetic algorithm method[4], 앞의 두 가지 방법을 결합한 hybrid method[5]를 제안하였다. 하지만 이러한 방법을 사용하여도 연구대상엔진의 구성품의 특성과 비교적 잘 일치하는 성능선도를 얻는다는 것도 매우 어려운 일이다.

본 연구에서는 소형 가스터빈 엔진을 사용하여 시험장치를 구성하고 그를 이용한 실제 실험을 통해 얻어진 몇 가지 RPM운용조건에서의 성능 데이터를 획득하여 각 조건에서 주어진 성능을 만족하도록 축적값을 구하고 그 값으로 각 RPM별로 새롭게 성능선도를 구성하는 방법을 적용하였다. 그 후 프로그램을 이용하여 엔진의 모델을 구성하고 다시 가스터빈 시험장치를 이용한 실험으로 실험 데이터와 새로운 맵을 적용한 데이터 그리고 기존의 방법을 이용한 데이터들을 비교하여 검증하였다.

2. 시험장치 구성

2.1 대상 엔진

본 시험장치에 사용된 i-Complete 사의 i-Jet 130은 추력 14Kg-f급의 소형 터보제트 엔진으로 주로 Radio Control Micro Aircraft의 추진장치로 사용되고 있으며 1단 원심 압축기, 역류 애놀러형 연소실, 1단 축류 터빈으로 구성되어 있다 [6]. 또한 연료 공급을 위한 연료펌프, 연료필터, 연료밸브 및 점화플러그, Starter Motor 등의 accessory가 있으며 ECU에 의해 자동으로 제어된다. 원활한 시동을 위해 시동 시에는 프로판 가스가 사용되고 idle 이상 정상 작동 시에는 케로신 연료가 공급된다. Table 1은 I-jet 130엔진의 주요 제원이다.

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 Engine Sensing Hole

공기속도, 압축기 입/출구와 터빈 출구의 온도 및 압력을 측정하기 위하여 Fig. 1과 같이 Sensing hole을 만들고 압력 측정용 튜브, 온도 센서, 공기 속도 센서를 장착하였다.

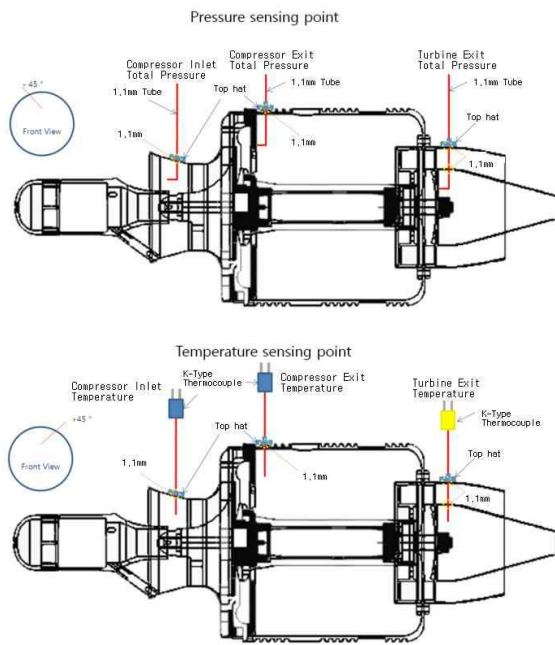


Fig. 1 Test Engine Setup

2.3 Test Cell

테스트 셀은 추력대를 지지해주고, 터보제트 엔진 시험 중 발생할 수 있는 위험으로부터 시험자를 보호해주는 안전 케이스 역할을 한다. 또한 고온의 배기가스를 안전하게 배출하기 위한 배기구가 장착되어 있으며 데이터 모니터링 및 운용이 쉽고 편리하도록 설계 및 제작하였다[7]. Fig. 2는 제작 완료된 테스트 셀이다.



Fig. 2 Complete Test Setup of I-jet 130

3. 데이터 계측 및 획득 시스템

데이터 모니터링 및 획득 장치는 NI(National

Instruments)사에서 개발한 LabVIEW를 사용하였다.

3.1 Real-time Monitoring System

실시간 모니터링 화면은 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. 3는 LabVIEW를 이용하여 프로그래밍한 프론트 패널로 실시간 모니터링 화면이다.

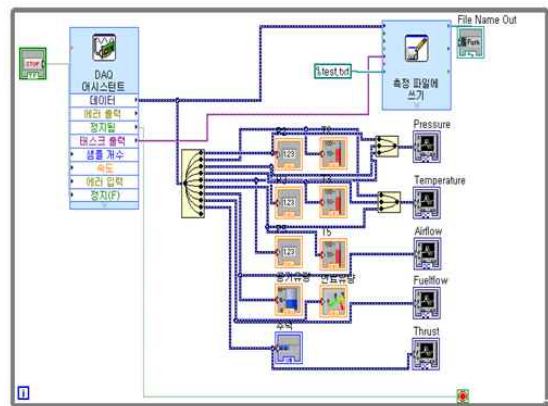


Fig. 3 Data Monitoring System

3.2 데이터 획득 시스템

데이터 획득 장치로는 NI CompactDAQ 하드웨어를 사용하였으며 시험장치에서 계측되는 센서의 아날로그 신호를 간단한 플러그 앤 플레이로 빠르고 정확한 측정이 가능하다[7]. Fig. 4는 DAQ 장비를 사용한 데이터 획득 시스템의 배선

도이다.

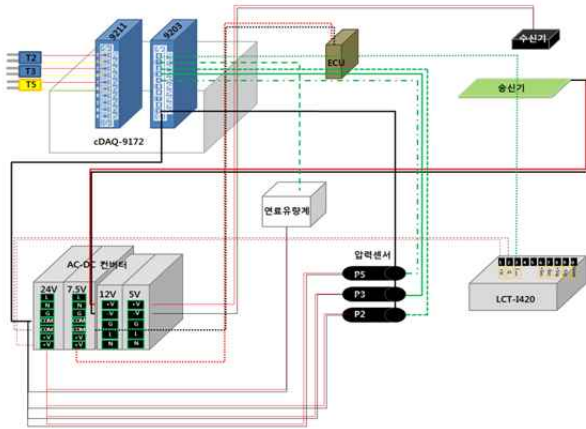


Fig. 4 Layout of signal line of data acquisition system

4. 실험 데이터를 이용한 성능선도 생성

실험은 i-Jet 130엔진의 50%, 60%, 70%, 80%, 90%에 해당하는 RPM별로 수행하였다. 데이터 획득은 각 RPM별로 10Hz로 30초씩 이루어졌다.

4.1 성능선도 생성

실험 데이터를 이용한 구성품 성능선도 축척을 위한 계산 절차는 Fig. 5와 같다. 먼저, 각 구성품 축척인자들을 결정하기 위해 시험장치의 실험으로부터 얻어진 각 RPM별 성능 데이터인 온도, 압력, 연료유량, 추력과 식 (1)과 (2)를 이용하여 배기제트 속도(Cj)와 공기유량(WA)을 계산한다[8].

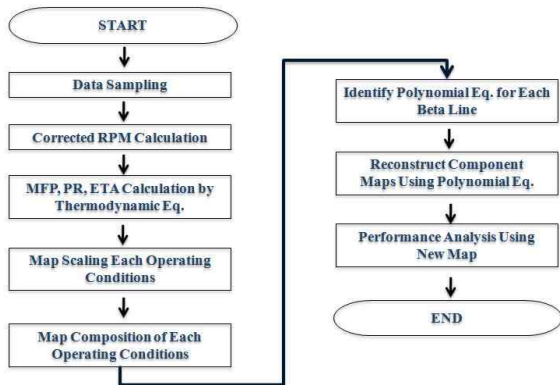


Fig. 5 Flow of component map generation using experimental test data

PR : 압력비, MFP : 유량함수, ETA : 효율
BETA : 작동점

$$C_j = \left\{ 2C_p \eta_j T_4 \left[1 - \left(\frac{1}{P_4/P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

$$F = WA[(1+f)C_j] \quad (2)$$

C_p : specific heat at constant pressure,

η_j : nozzle efficiency assumed as 0.98,

T_4 : turbine exit temperature,

P_4 : turbine exit pressure, F: thrust.

P_a : ambient pressure, γ : specific heat ratio,

WA : air flow rate, f : fuel flow rate,

이렇게 획득된 배기제트 속도(Cj)와 공기유량 데이터(WA)로부터 열역학적 방정식을 이용하여 터빈과 압축기의 압력비, 유량함수 등의 성능데이터를 계산해 낼 수 있다[3]. Fig. 6은 90% RPM에서의 압축기 성능 데이터이다.

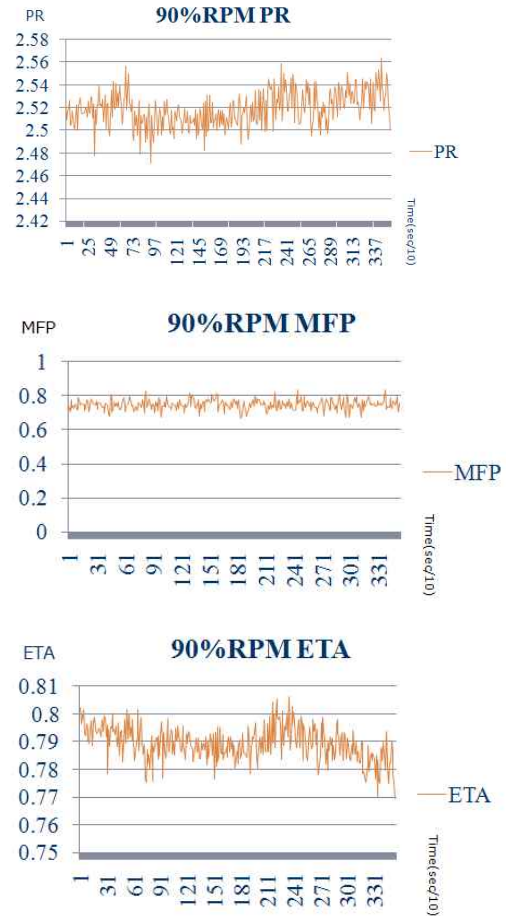


Fig. 6 Performance data of 90% RPM Compressor

이렇게 획득된 구성품 성능 데이터는 수치해석적 기법으로 정리하여 각 조건에서의 설계점 성능 값으로 적용했다. 수치해석적 기법은 노이즈 제거와 경향분석을 위해 획득된 데이터들의 최대점과 최소점 사이를 다섯 구간으로 구분하여 그 구간들 중 가장 많은 데이터가 집중되어 있는 구간을 선별하여 평균값을 취하는 방법을 사용하였다. Fig. 7은 수치해석 방법에 대한 설명을 그림으로 나타낸 것이다.

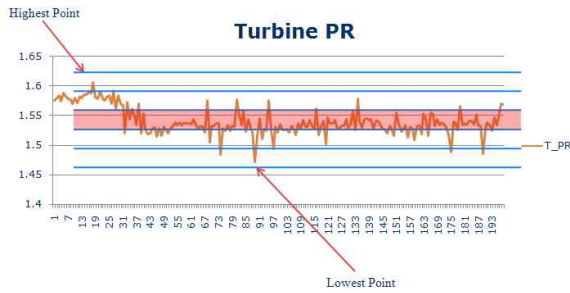


Fig. 7 Numerical technique

Table 2는 5가지 RPM 조건에서의 계산된 구성품 성능 값들이다.

Table 2 Performance parameter values of compressor and turbine

	RPM	50%	60%	70%	80%	90%
Compressor	PR	1.38111	1.59784	1.82956	2.14715	2.51732
	MFP	0.28153	0.43770	0.55305	0.66590	0.74716
	ETA	0.88376	0.87287	0.85212	0.80921	0.78778
Turbine	PR	1.23557	1.35727	1.50442	1.66064	1.79238
	MFP	0.40982	0.54162	0.59095	0.62968	0.62410
	ETA	0.55344	0.56185	0.59867	0.61593	0.63509

각 조건에서의 구성품 성능 값과 식 (3), (4), (5)를 이용하면 축척인자 값과 5가지 RPM별로 구성품 성능선도를 얻을 수 있다[8]. 축척인자를 구할 수 없는 50~90% RPM 외 조건의 스케일링은 90% RPM을 설계점으로 가정하고 90% RPM의 축척인자를 사용하여 이루어졌다.

$$PR = \frac{PR_{(design)} - 1}{PR_{(map design)} - 1} \cdot (PR_{(map)} - 1) + 1 \quad (3)$$

$$MFP = \frac{MFP_{(design)}}{MFP_{(map design)}} \cdot MFP_{(map)} \quad (4)$$

$$ETA = \frac{ETA_{(design)}}{ETA_{(map design)}} \cdot ETA_{(map)} \quad (5)$$

‘design’은 실험과 수치해석 기법에 의해 얻어진 디자인 포인트의 데이터이며, ‘map design’은 스케일링을 위해 준비한 기존 맵에서의 디자인 포인트이고, ‘map’은 기존 맵에서의 디자인 포인트 외의 다른 점들이다. Fig. 8은 새롭게 구성된 압축기와 터빈의 성능선도이다.

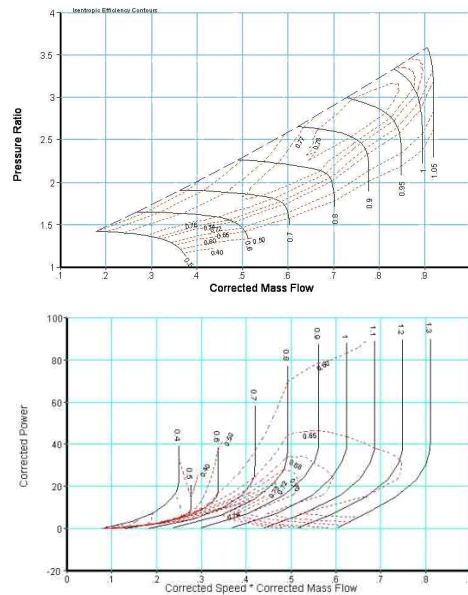


Fig. 8 Generated maps of compressor and turbine

5. 성능해석 결과

C++를 이용하여 대상엔진의 정상상태 성능모델을 구성하였으며 다시 70000~100000 RPM범위에서 가스터빈 시험 장치를 사용하여 얻어진 데이터(VD)로 새로운 축척방법(NM)과 가장 널리 쓰이는 설계점 데이터를 성능선도의 설계점 데이터에 맞도록 축척값을 구하여 축척하는 축척방법(TM)으로 얻어진 성능선도를 사용한 성능 해석결과와 비교하여 검증하였다. Fig. 9는 대상엔진의 성능모델의 Flow chart이며 Fig. 10은 비교 검증의 결과를 나타낸 것이다.

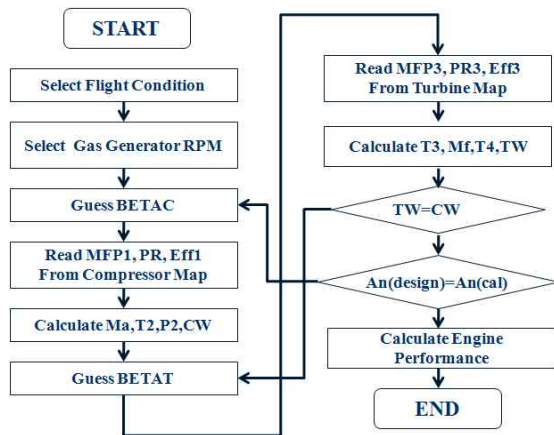


Fig. 9 Flow chart of performance simulation model program using C++

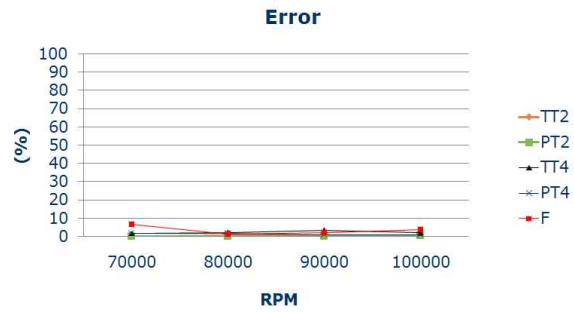
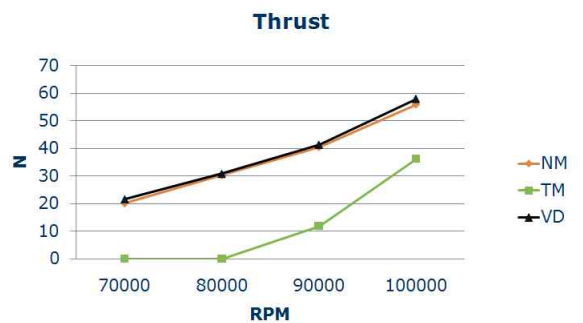
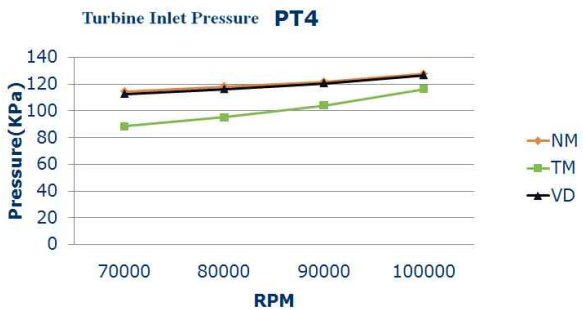
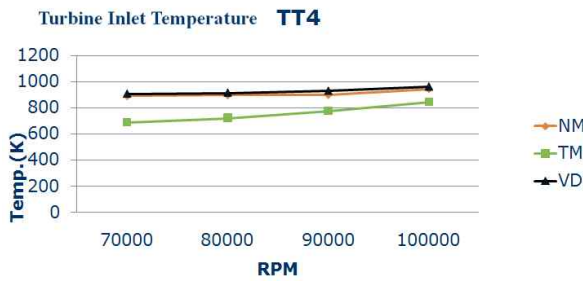


Fig. 10 Results of performance analysis with RPM variation and Error rate



해석 결과를 살펴보면, 기존의 축척방법을 사용한 경우 실험 데이터와 큰 오차를 보이지만 새로운 방법을 사용한 경우에는 해석 결과가 전체 작동영역에서 7% 이내의 오차를 보였다. 따라서 이 새로운 축척방법이 기존의 방법보다 더 효과적인 결과를 나타냄을 알 수 있다.

6. 결론

본 연구에서는 기존의 축척방법을 사용하여 성능해석을 수행하였을 때의 오차를 줄이기 위해서, 가스터빈 시험장치의 실험 데이터를 이용하여 구성품 성능선도를 축척하는 방법이 적용되었다. 이를 위해서 먼저 마이크로 가스터빈 엔진을 이용한 시험장치를 구성하였다. 이렇게 구성된 가스터빈 시험장치를 이용한 시험 데이터를 이용하여, 먼저 몇 개의 작동점들의 성능 데이터를 획득하고 수치해석적인 방법과 열역학적 관계식을 이용하여 구한 축척인자들을 사용하여 각각의 조건에서 성능선도를 구성한다.

본 연구에서는 새롭게 적용된 방법을 검증하기 위해 대상엔진의 성능모델을 구성하였으며 또한 가스터빈 시험장치의 탈 설계점 성능해석을 수행하였다. 새롭게 생성된 성능선도를 가지고 70000~100000 RPM 사이의 성능해석을 수행한 결과와 기존의 축척방법으로 얻은 성능선도를 이용한 결과들과 비교하였다.

해석결과 기존의 축척방법을 이용하여 구한 성능선도를 가지고 해석을 수행한 경우 설계점에서는 실제 엔진의 성능과 매우 잘 일치하나

탈설계점에서는 큰 오차를 보임을 확인할 수 있었다. 반면 새로운 방법으로 구한 성능선도를 가지고 해석한 경우 전 운용 영역에서 7%내외의 오차율로 가스터빈 시험장치의 실험 데이터와 유사한 결과를 보여 본 연구에서 적용한 축척방법의 유용성을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] Sellers J.F. and Daniele C.J. "DYNGEN-A Program for Calculating Steady State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", Technical Report TN-D-7901, NASA Lewis Research Center, 1975
- [2] P. Pilidis, "Cranfield University Lecture Note", 1996
- [3] Kong, C.D., Ki, J.Y. and Kang, M.C.. "A New Scaling Method for Component Maps Gas Turbine using System Identification", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power Vol. 125, Copyright 2003 by ASME
- [4] Kong, C.D., Kho, S.H. and Ki, J.Y. "Component Map Generation of a Gas Turbine Using Genetic Algorithms", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power Vol. 128, Copyright 2006 by ASME
- [5] 공창덕, 고성희, 기자영 "하이브리드 기법을 이용한 가스터빈 엔진의 압축기 성능선도 생성에 관한 연구", 한국추진공학회지, Vol. 10, No. 4, 2006
- [6] I-Jet 130 Manual Version 1.4, i-Complete Sdn Bhd, 2008
- [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] Philip P. Walsh and Paul Fletcher "Gas Turbine Performance", 1998