

유전자 알고리즘을 이용한 가스터빈 엔진의 구성품 성능선도 생성에 관한 연구

공창덕* · 고성희**

A Study on Component Map Generation of a Gas Turbine Engine Using Genetic Algorithms

Chang-Duk Kong* · Seong-Hee Kho**

ABSTRACT

In this study, a component map generation method using experimental data and the genetic algorithms are newly proposed. In order to generate the performance map for components of this engine, after obtaining engine performance data through many experimental tests, and then the third order equations which have relationships the mass flow function the pressure ratio and the isentropic efficiency as to the engine rotational speed were derived by using the genetic algorithms. A steady-state performance analysis was performed with the generated maps of the compressor by the commercial gas turbine performance analysis program GASTURB.

In comparison, it was found that the component maps can be generated from the experimental test data by using the genetic algorithms, and it was confirmed that the analysis results using the generated maps were very similar to those using the scaled maps from the GASTURB.

초 록

본 연구에서는 실험데이터와 유전자 알고리즘으로 압축기 성능선도를 생성하는 방법을 제안하였다. 다수의 실험을 통해 엔진의 성능 데이터를 획득하고 회전수에 따른 유량함수, 압력비, 효율의 함수관계를 3차 방정식으로 유도한 후 유전자 알고리즘을 이용하여 미계수를 구하여 압축기 성능선도를 생성하였다. 새롭게 생성한 압축기 성능선도를 이용하여 상용 성능해석 프로그램인 GASTURB로 정상상태 성능해석을 수행하여 검증데이터와 비교하였다.

Key Words: Genetic Algorithms(유전자 알고리즘), Component Map(구성품 성능선도), Performance Analysis(성능해석)

1. 서 론

† 2004년 8월 3일 접수 ~ 2004년 9월 14일 심사완료

* 종신회원, 조선대학교 항공우주공학과

** 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: cdgong@mail.chosun.ac.kr

가스터빈 엔진의 성능모사는 개발단계에서의 개발위험도 감소나 개발비용 절감의 목적뿐만

아니라 운용단계에서의 최적의 정비를 위한 엔진의 상태 진단을 위해서도 그 필요성이 매우 크다. 가스터빈 엔진의 성능모사를 위해서는 각 구성품의 성능은 구성품 성능선도를 따라야 하는 조건 때문에 구성품의 특성을 나타내는 성능선도가 매우 중요하다. 구성품 성능선도는 다양한 조건에서의 성능시험을 통해 얻는 것이 당연하나 실제 엔진의 구성품 성능선도는 엔진 제작사를 제외하고는 획득하기가 매우 어렵기 때문에 일반 구매자나 가스터빈 엔진의 성능을 연구하는 사람들은 일부 공개된 성능선도를 축척하여 이용하고 있다.

축척방법에는 여러 가지가 있으나 일반적으로 성능선도의 설계점 데이터를 새로운 엔진의 설계점 데이터에 맞도록 축척인자(Scaling Factor)를 구하여 구성품 성능선도의 각각의 데이터에 곱하는 방법을 사용한다[1]. 그러나 이 방법은 축척하는 엔진과 성능선도의 엔진 형식이 유사하여야 한다는 조건이 전제되어야 하며 기존의 엔진과 새로운 엔진의 성능이 비슷하여 축척인자가 1.0에서 크게 벗어나지 않는 경우에만 유효한 것으로 알려져 있다. 또 설계점 부근의 조건에서는 해석 결과가 실제 엔진의 성능과 유사하지만 설계점에서 멀어질수록 오차가 커지는 단점이 있다. 이에 본 연구에서는 축척방법에 의한 구성품 성능선도의 부정확성을 개선하기 위해 유전자 알고리즘(Genetic Algorithms)을 이용하여 엔진 기존의 축척 데이터를 가지고 압축기 성능선도를 획득하는 방법을 제안하였다.

본 연구에서 실험 데이터를 획득하는데 이용된 엔진은 최대 4kW급 소형 터보축 엔진으로 제작사로부터는 대략적인 압축기 성능선도만을 얻을 수 있었다. 게다가 엔진의 사용기간이 오래되어 실제 실험 결과와 성능선도가 맞지 않는 결과를 보여 현재 상태의 엔진을 모델링하고 성능해석을 수행하기 위해서는 새로운 구성품 성능선도가 필요하였다. 이에 다수의 실험을 통해 엔진의 성능 데이터를 획득하고 압축기 회전수에 따른 유량함수, 압력비, 효율의 함수관계를 3

차 방정식으로 가정하여 유도한 후 유전자 알고리즘을 이용하여 3차 방정식의 미계수를 구하여 압축기 성능선도를 생성하였다.

2. 연구대상 엔진

2.1 엔진 구성품

본 연구에 사용된 가스터빈 엔진은 최대 출력 4kW 급의 소형 분리축 방식 터보축 엔진이다. 이 엔진은 가스 발생기(압축기, 연소기, 압축기 터빈), 동력 터빈, 부하장치, 시동계통, 점화계통, 윤활계통, 계측장치, 안전장치 등으로 구성되어 있다. Fig. 1은 이 엔진의 간단한 구성도이고, Table 1에는 제원을 나타내었다[2].

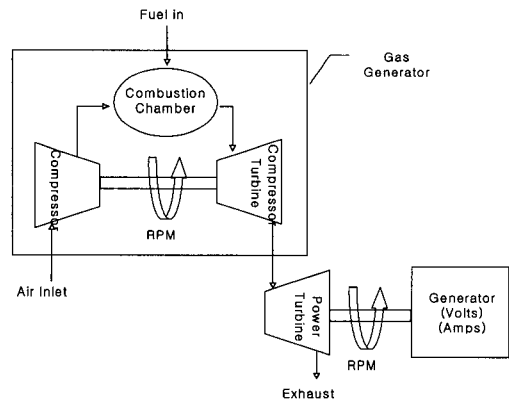


Fig. 1 Components of gas turbine unit

Table 1. Description of gas turbine unit

Type	Two-shaft gas turbine
Compressor	Single sided centrifugal compressor(compr. ratio 2:1)
Compressor turbine	Single inward flow radial turbine(36000~120000rpm)
Power turbine	Single inward flow radial turbine(10200~36000rpm)
Combustor	Single vertical can type
Max power	4kW
Manufacturer	CUSSONS TECHNOLOGY

2.2 직독식 계측장치

본 연구에서는 높은 온도가 발생하는 T3, T4, T5, To 의 온도측정에 K-type NiCr/NiAl 열전대(Thermocouple)가 사용되었고 T1, T2, Tg와 같이 비교적 낮은 온도의 측정에 다이오드를 사용하였다. 압력 측정은 연소실 압력 손실만 차압 수은 마노미터(Differential Mercury Manometer)가 사용되었고, 나머지 압력 측정에는 부르동관(Bourden Tube)이 사용되었다. 공기유량은 패널판의 차압계에 연결된 역류형 피토티관(Pitot-reverse Pitot Tube)으로 압축기 입구에서 측정하였고, 연료유량은 경사형 튜브(Tapered Tube)와 부유식 유량계(Float Flowmeter)가 사용되었다. 가스발생기 속도와 동력터빈 속도는 회전속도계(Tachometer)를 이용하여 측정하였으며, 출력은 DC 전류계와 전압계를 이용하여 전류와 전압을 측정한 후 엔진의 출력량을 계산하였다.

2.3 데이터 획득 장치

본 연구에 사용된 가스터빈 시험장치는 제어판(Control Panel)에서 직접 아날로그 데이터를 육안으로 판독하여 기록할 수도 있지만 정확한 데이터 획득을 위해 P9008 데이터 기록(Data Logging) 장치를 이용하여 센서로부터 아날로그 신호를 받아 컴퓨터에 장착된 PC26AT 아날로그/디지털 변환기(A/D Converter)를 거쳐 데이터를 저장하였다. Fig. 2는 P9008 데이터 기록 장치의 실물사진을 나타낸 그림이다.

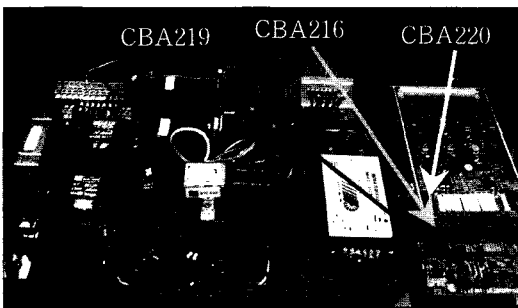


Fig. 2 Electrical component in control panel

2.4 실험 데이터를 이용한 설계점 성능 계산

데이터 수록 장치를 이용하여 획득한 온도, 압력, 연료량, 공기량, 회전속도, 동력 등의 데이터를 이용하여 설계점 성능을 계산하였다. 제작사에서 제시하는 설계점이 90000 RPM인 관계로 그 점에서의 데이터를 가지고 설계점 성능을 계산하였다. 여러 번의 실험 결과 중 가장 제작사에서 제시한 데이터와 근접한 결과를 가지고 계산을 수행하였다. 계산에 이용된 열역학적 관계식은 식(1)~(6)과 같으며, 이용된 실험 데이터와 계산 결과는 Table 2, Table 3 및 Table 4와 같다[3].

$$PR_C = \frac{P_{02}}{P_{01}} \approx \frac{P_3}{P_a} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} MFP_C &= \dot{m}_1 \frac{1.0132}{P_1} \sqrt{\frac{T_1}{288.15}} \\ &= 6.7 \sqrt{h} \frac{1.0132}{P_1} \sqrt{\frac{T_1}{288.15}} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\eta_C = \frac{\left(\frac{P_{02}}{P_{01}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\frac{T_{02}}{T_{01}} - 1} \approx \frac{\left(\frac{P_3}{P_{01}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\frac{T_{02}}{T_{01}} - 1} \quad (3)$$

$$PR_T = \frac{P_3}{P_4} \quad (4)$$

$$MFP_T = \frac{\dot{m}_3 \sqrt{T_{03}}}{P_3} = \frac{(\dot{m}_1 + \dot{m}_f) \sqrt{T_{03}}}{P_3} \quad (5)$$

$$\eta_T = \frac{1 - \frac{T_{04}}{T_{03}}}{1 - \left(\frac{P_{04}}{P_{03}}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}} \approx \frac{1 - \frac{T_{04}}{T_{03}}}{1 - \left(\frac{P_4}{P_3}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}} \quad (6)$$

여기서, $h = \frac{\Delta p}{\rho H_2 O g}$, 상수 6.7은 제작사로부터 주어진 값이다. 아래첨자 a는 대기상태, 0은 정체상태, 1은 압축기 입구, 2는 압축기 출구, 3은 터빈 입구, 4는 터빈 출구, 5는 자유 동력 터빈 출구, f는 연료, C는 압축기, T는 터빈을 나타낸다.

Table 2. Gas generator and power turbine data

N _{GG}	90000 RPM	P ₄	112.1 mbar
t ₀₁	32.2 °C	t ₀₃	708.5 °C
Δp	24.09 mbar	t ₀₄	626.8 °C
t ₀₂	96.4 °C	t ₀₅	622.3 °C
MF	2.377 g/s	Powe r	1429 W
p ₃	0.64 bar		

Table 3. Design point experimental data

T ₀₁	305.2 °K	P ₃	1.659 bar
T ₀₂	369.6 °K	P ₄	1.130 bar
T ₀₃	981.5 °K	M _a	0.150 kg/s
T ₀₄	899.8 °K	M _f	0.002 kg/s
P _a	1.018 bar	Powe r	1.429 kW
P ₂	1.683 bar		

Table 4. Results of calculation on experimental data

PR _C	1.6534	PR _{CT}	1.4681	PR _{PT}	1.1101
MFP	0.1049	MFP _C	1.9692	MFP _P	2.7680
η _C	0.7346	η _{CT}	0.9107	η _{PT}	0.1998

3. 설계점 성능을 이용한 성능선도 축척 방법

3.1 축척 방법

구성품 성능선도를 축척하는 가장 일반적인 방법은 성능선도의 설계점 성능과 새로운 엔진의 설계점 성능의 비를 계산하여 구성품 성능선도의 전체 데이터를 동일한 비율로 축척하는 것이다. 다음은 1975년 Sellers 등이 제안하여 현재 일반적으로 널리 사용되고 있는 압력비, 유량함수, 효율의 축척공식이다[1.4].

$$PR = \frac{PR_{design} - 1}{PR_{map, design} - 1} (PR_{map} - 1) + 1 \quad (7)$$

$$MFP = \frac{MFP_{design}}{MFP_{map, design}} MFP_{map} \quad (8)$$

$$\eta = \frac{\eta_{design}}{\eta_{map, design}} \eta_{map} \quad (9)$$

본 연구에서 정상상태 성능해석에 이용한 GASTURB[5]에서도 먼저 설계점 성능해석을 통해 연구 대상 엔진의 설계점 성능 데이터를 계산한 다음 위에서 제시한 관계식을 통해 각 구성품의 성능선도를 축척한다.

3.2 압축기, 압축기 터빈 및 동력 터빈 성능선도

연구대상 엔진의 성능선도를 얻기 위해 먼저 앞에서 계산한 설계점 성능 데이터를 바탕으로 설계점 성능해석을 수행하였다. Fig. 3은 GASTURB를 통해 계산된 설계점 성능해석 결과를 캡처한 화면이다.

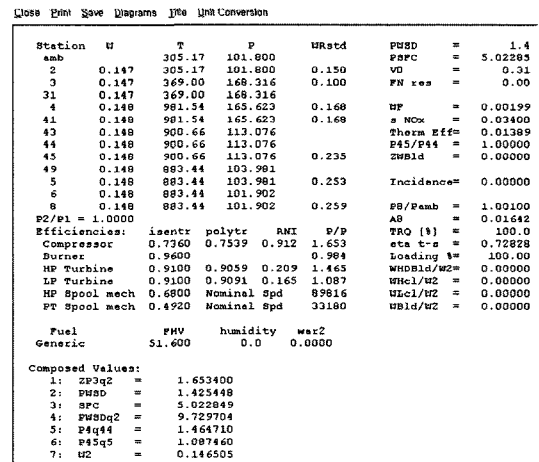


Fig. 3 Results for performance analysis of design point

GASTURB에서는 위와 같은 설계점 성능해석 후 축척할 각 구성품의 성능선도를 지정하여 주면 프로그램 내부적으로 계산된 설계점에 따라 성능선도를 축척한다. 본 논문에서는 압축기의 경우 제작사에서 제공한 압축기 성능선도를 스케너를 이용하여 그림파일로 저장한 후 GASTURB의 Smooth-C를 이용하여 각 라인의

데이터를 읽어 GASTURB에서 인식가능 하도록 변환하였다.

압축기 터빈 및 동력 터빈의 경우에는 제작사에서 제공한 성능선도가 없는 관계로 GASTURB에 내장된 radtur.map을 이용하여 축척하였다.

Figure 4는 GASTURB에서 기존의 축척방법으로 생성된 압축기 성능선도이다.

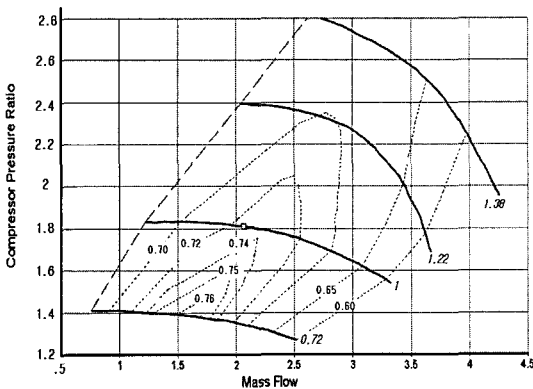


Fig. 4 Original compressor map using Smooth-C

4. 유전자 알고리즘을 이용한 압축기 성능선도 생성

4.1 유전자 알고리즘의 적용

압축기 성능선도의 회전수(N), 압력비(PR), 유량함수(MFP), 효율(EFF)의 함수관계를 다음과 같이 정의 하였다.

먼저 유량함수는 압력비와 회전수의 함수이며 식(10)과 같다.

$$MFP_N = aPR^3 + bPR^2 + cPR + d \quad (10)$$

또한 효율은 유량함수와 회전수의 함수로 식(11)과 같다.

$$EFF_N = aMFP^3 + bMFP^2 + cMFP + d \quad (11)$$

여기에서, 압축기 회전수는 65000, 70000, 75000, 80000, 85000, 90000 RPM의 6개 회전수들이 선택되었다.

식(10)과 식(11)에서 미계수 a, b, c, d 값을

알면 회전수에 따른 각각의 값을 구할 수 있고 구성품 성능선도를 생성할 수 있게 된다. 따라서 본 연구에서는 미계수 a, b, c, d 값을 구하기 위해 단순 유전자 알고리즘을 적용하여 가스 터빈의 구성품 중 성능해석 시 가장 큰 영향을 주는 압축기 성능선도를 생성하였다.

Figure 5는 본 연구에 사용된 단순 유전자 알고리즘의 순서도를 보여주고 있다.

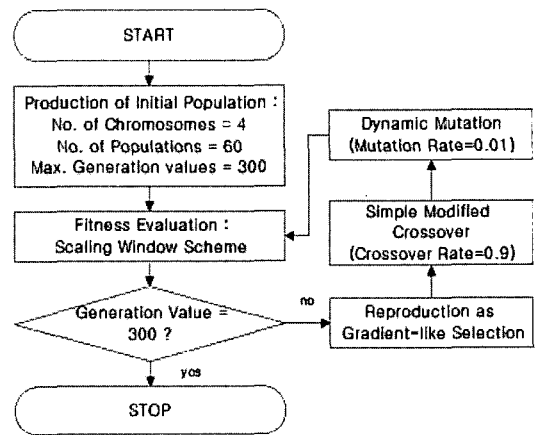


Fig. 5 Flowchart of simple genetic algorithms

4.2 유전자 알고리즘의 프로그래밍

압축기 성능선도를 생성하기 위한 유전자 알고리즘의 프로그래밍에는 MATLAB을 이용하였다[6].

주 프로그램은 함수 형태로 작성된 여러 모듈들을 결합하여 유전자 알고리즘을 완성한 것으로서 MATLAB 명령 창에서 이 프로그램명(rcga_comp1, rcga_comp2)을 실행시키면 개별 함수들이 호출되고 연산과 데이터 입출력이 이루어진다.

4.3 프로그램 실행 결과

4.3.1 유량함수 입력비

MATLAB 명령 창에 주 프로그램(rcga_comp1)을 실행시키면 실험 데이터를 입력 받아 프로그램이 실행되어 Fig. 6과 같이 세대에 따

른 목적함수가 수렴되며, Fig. 7의 결과 값이 출력된다. 압축기의 회전수에 따른 각각의 결과 값을 Table 5에 나타내었다.

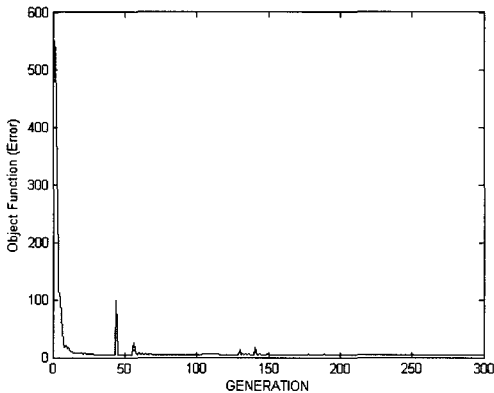


Fig. 6 Converge of object function as to generation

```

37) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
38) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
39) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
40) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
41) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
42) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
43) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
44) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
45) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
46) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
47) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
48) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
49) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
50) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
51) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
52) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
53) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
54) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
55) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
56) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
57) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
58) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
59) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
60) -2.105 3.367 -1.577 4.000 51.543 0.000
>>
    
```

Fig. 7 Results of program execution at 90000 RPM

Table 5. Results of chrombest as to RPM

RPM		65000	70000	80000	85000	90000
chrom best	a	-3.0	-2.912	-1.901	-1.338	-2.105
	b	0.902	2.962	3.122	1.706	3.367
	c	2.763	-0.783	-2.310	-1.152	-1.557
	d	2.488	3.990	3.494	3.694	4.0

프로그램 실행결과 75000 RPM에서만 원하는 결과 값을 얻지 못하였는데 유전자 알고리즘에 사용된 실험 데이터 분석 결과 75000 RPM의 실험 데이터가 다른 RPM의 실험 데이터에 비해 훨씬 적음이 확인되었다. 이는 다양한 실험 데이터와 실험 데이터양이 유전자 알고리즘을 이용한 성능선도 생성에 영향을 주기 때문으로 사료된다. 추후 75000 RPM에서의 다양한 실험 데이터를 확보하여 원하는 결과 값을 얻는다면 위의 사실을 입증할 수 있을 것이다.

4.3.2 유량함수-효율

MATLAB 명령 창에 주 프로그램(rcga_comp2)을 실행시키면 실험 데이터를 입력 받아 프로그램이 실행되어 유량함수-압력비 에서와 같이 세대에 따른 목적함수 값이 수렴하고 결과 값이 출력된다. 압축기의 회전수에 따른 각각의 결과 값을 Table 6에 나타내었다.

Table 6. Results of chrombest as to RPM

RPM		65000	70000	80000	85000	90000
chrom best	a	0.151	0.254	0.198	0.261	0.169
	b	-0.538	-0.867	-0.741	-0.916	-0.696
	c	0.641	0.876	0.847	0.986	0.922
	d	0.542	0.560	0.484	0.399	0.354

4.3.3 압축기 성능선도

유전자 알고리즘으로 구한 각 RPM의 미계수 a, b, c, d를 최소자승법에 의하여 n 차 다항식을 구하여 각 RPM의 유량함수-압력비, 유량함수-효율 곡선으로 나타낸 후 상용 성능해석 프로그램인 GASTURB의 Smooth-C로 Fig. 8과 같은 압축기 성능선도를 생성하였다.

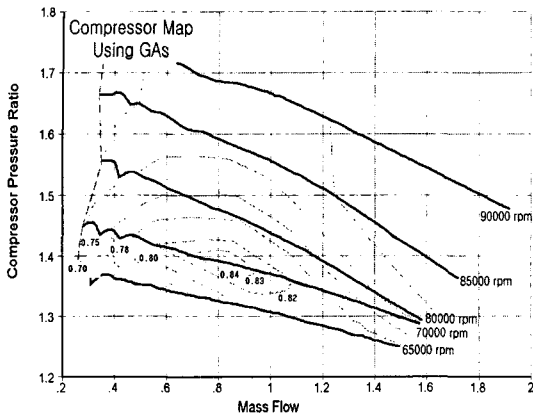


Fig. 8 Compressor map generated by GAs

5. 정상상태 성능해석

5.1 검증 실험 데이터

본 연구의 검증을 위해 여러 번 실시한 실험 데이터 중 임의로 하나의 경우를 검증 데이터로 선정하였다. 각 RPM에 해당하는 중요 데이터를 Table 7에 나타내었다. 선정된 실험 데이터의 대기온도를 입력조건으로 하여 기존의 축척 방법과 유전자 알고리즘으로 구한 압축기 성능선도를 사용하여 GASTURB로 성능해석을 수행하고 그 결과를 비교하였다.

Table 7. Verification experimental data as to RPM

RPM	Power(kW)	MF(kg/s)	SFC ((kg/(kW*h)))	MA(kg/s)
65000	0.2581	0.00137	19.069	0.12970
70000	0.4068	0.00140	12.398	0.14035
75000	0.6617	0.00142	7.712	0.14594
80000	0.7471	0.00153	7.357	0.13960
85000	1.2008	0.00169	5.066	0.14056
90000	1.5999	0.00194	4.373	0.15091

5.2 성능해석 결과

5.2.1 설계점 데이터로 축척한 구성품 성능선도 이용
3장에서 기존의 축척방법으로 축척한 압축기 성능선도 및 압축기 터빈, 동력터빈 성능선도를

이용하여 상용 성능해석 프로그램인 GASTURB로 정상상태 성능해석을 수행하였다. 연구대상 엔진인 소형 터보축 가스터빈 엔진이 지상에서 운용되기 때문에 기본 대기 조건은 검증 실험 데이터를 얻은 대기 온도인 23 °C로 하였으며, 압축기 회전수는 65000~90000 RPM 사이를 5000 RPM 간격으로 하여 정상상태 성능해석을 수행하였다. Table 8에는 각 RPM에서의 주요 성능해석 결과를 나타내었다.

Table 8. Main results as to RPM

RPM	Power(kW)	MF(kg/s)	SFC ((kg/(kW*h)))	MA(kg/s)
65000	0.2472	0.00144	20.971	0.12413
70000	0.3967	0.00148	13.430	0.13257
75000	0.6607	0.00154	8.391	0.13838
80000	0.7671	0.00161	7.556	0.14512
85000	1.1503	0.00169	5.289	0.15037
90000	1.6870	0.00209	4.460	0.14820

5.2.2 유전자 알고리즘으로 생성한 성능선도 이용
4장에서 유전자 알고리즘으로 이용하여 새롭게 생성한 압축기 성능선도를 가지고 같은 조건에서 정상상태 성능해석을 수행하였다. Table 9에는 각 RPM에서의 주요 성능해석 결과를 나타내었다.

Table 9. Main results as to RPM

RPM	Power(kW)	MF(kg/s)	SFC ((kg/(kW*h)))	MA(kg/s)
65000	0.2607	0.00141	19.471	0.12804
70000	0.4056	0.00132	11.716	0.14048
75000	0.6473	0.00139	7.731	0.14313
80000	0.7233	0.00153	7.615	0.14577
85000	1.1680	0.00174	5.363	0.14905
90000	1.5917	0.00203	4.591	0.14931

5.3 비교 및 분석

선정된 검증 실험 데이터와 두 가지 방법으로 얻은 압축기 성능선도를 이용한 성능해석 결과가 Fig. 9와 같다.

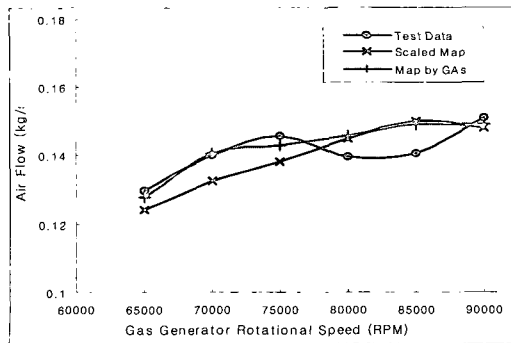
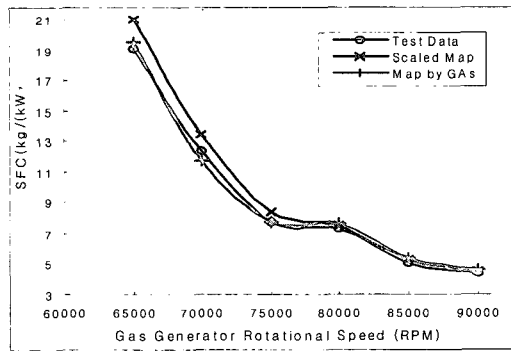
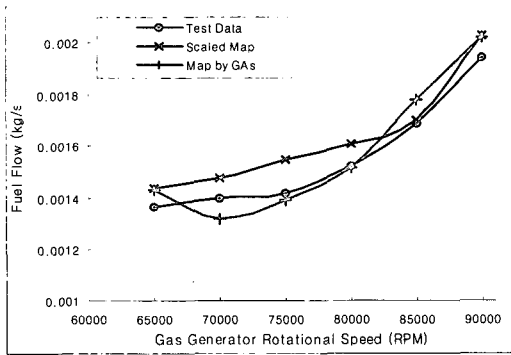
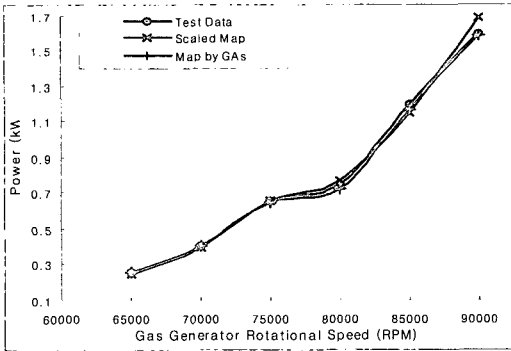


Fig. 9 Power, fuel flow, SFC and air flow as to RPM

실험 데이터와의 오차율은 Table 10에 나타내었다. 여기에서, S.M. 은 Scaled map을 G.M. 은 GAS map을 의미한다.

Table 10. Relative error for scaled method and GAS method to experimental data

RPM	Power(kW)		MF(kg/s)		SFC ((kg/(kW*h)))		MA(kg/s)	
	S.M. (%)	G.M. (%)	S.M. (%)	G.M. (%)	S.M. (%)	G.M. (%)	S.M. (%)	G.M. (%)
65000	4.22	1.02	5.34	3.15	9.98	2.11	4.30	1.28
70000	2.47	0.29	5.65	5.77	8.33	5.50	5.55	0.09
75000	0.16	2.18	8.64	1.94	8.81	0.24	5.18	1.92
80000	2.68	3.19	5.46	0.22	2.70	3.51	3.96	4.42
85000	4.21	2.73	0.01	2.97	4.41	5.86	6.98	6.04
90000	5.44	0.51	7.53	4.45	1.98	4.99	1.79	1.06

먼저 검증에 이용된 실험 데이터를 살펴보면 상당히 비선형적인 특성을 보임을 알 수 있다. 이는 노후된 센서로 인한 일부 구성품 성능이 제대로 측정되지 않고 데이터의 노이즈가 제대로 필터링 되지 않아 측정 오차가 상당히 발생한 것으로 판단된다.

성능해석 결과와 비교해보면 추마력에서는 기존의 측정방법을 이용하여 성능해석한 결과의 전체 평균오차가 3.2%, 유전자 알고리즘을 이용하여 성능해석한 결과의 전체 평균오차가 1.7% 이고, 연료량은 기존의 측정방법을 이용하여 성능해석한 결과의 전체 평균오차가 5.4%, 유전자 알고리즘을 이용하여 성능해석한 결과의 전체 평균오차가 3.1%이다. 또한 비연료소모율에서는 기존의 측정방법을 이용하여 성능해석한 결과의 전체 평균오차가 6.0%, 유전자 알고리즘을 이용하여 성능해석한 결과의 전체 평균오차가 3.7% 이며, 공기유량은 기존의 측정방법을 이용하여 성능해석한 결과의 전체 평균오차가 4.6%, 유전자 알고리즘을 이용하여 성능해석한 결과의 전체 평균오차가 2.5%로 대체적으로 유전자 알고리즘을 이용한 방법이 기존의 측정방법에 비해 오차가 적음을 알 수 있다. 특히 설계점에서 멀어지는 저 RPM에서의 오차율이 유전자 알고리즘을 이용한 경우 훨씬 적게 나타나고 있다. 또

한 비선형적인 엔진 성능 특성을 더 잘 추적하고 있다. 그러나 여전히 큰 오차가 발생하는데 이는 본 연구에 사용된 소형 터보축 엔진이 교육용으로 제작되어 제한된 좁은 운용 영역에서의 실험만이 가능하고 다양한 조건에서의 실험 데이터를 얻기 힘들어 성능선도에 이용된 데이터가 부족했기 때문인 것으로 판단된다.

6. 결 론

본 연구에서는 실험 데이터를 가지고 유전자 알고리즘을 이용하여 구성품의 성능선도를 생성할 수 있는 방안을 제안하였다.

본 연구에서 제안한 유전자 알고리즘을 이용한 구성품 성능선도의 검증을 위해 여러 번의 실험을 통해 획득된 실험 데이터 중 검증 데이터를 선정하여 유전자 알고리즘을 이용하여 생성된 압축기 성능선도와 기존의 축척방법으로 생성된 압축기 성능선도를 상용프로그램인 GASTURB로 정상상태 성능해석을 수행한 후 비교 검토하였다. 비교결과 유전자 알고리즘을 이용하여 새로이 생성한 압축기 성능선도가 비교적 오차율이 적음을 확인할 수 있었다. 이는 축척할 기존의 성능선도가 없이 대략적인 실험 데이터만으로도 간단하게 구성품 성능선도를 생성할 수 있음을 보여주는 것이다.

하지만 여전히 상당한 오차가 발생하는데 이는 본 연구에 사용된 소형 터보축 엔진이 교육용으로 제작되어 다양한 조건에서의 실험 데이터를 얻기가 힘들고 데이터의 노이즈가 제대로 필터링 되지 않아 정확한 데이터를 얻지 못했기 때문인 것으로 사료된다. 추후 보다 정확한 센

서와 데이터 수록 장치를 이용하여 보다 넓은 운용영역에서의 데이터를 획득하여 이용한다면 보다 정확한 구성품 성능선도를 생성할 수 있을 것으로 판단된다.

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. Andrew Wynne, "The Commissioning & Development of a Gas Turbine Power Plant," The Bachelor of Mechanical Engineering Honours Degree Thesis, Liverpool John Moores University, 1994
3. Instruction Manual, "Cussons Two Shaft Gas Turbine Unit P9005 with P9008 Data Logging Option," CUSSONS Technology
4. Kong, C. D., Ki, J. Y. and Kang, M. C.. "A New Scaling Method for Component Maps of Gas Turbine using System Identification," Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003
5. Kurzke, J.. "Manual GASTURB 8.0 for Windows - A Program to Calculate Design and Off-design Performance of Gas Turbines," Technical Report, 1998
6. 진강규, 유전알고리즘과 그 응용, 교우사, 2002