

인공지능 및 성능덱 데이터를 이용한 압축기 성능도 식별에 관한 연구

공창덕* · 기자영** · 이창호***

A Study on Compressor Map Identification using Artificial Intelligent Technique and Performance Deck Data

Changduck Kong* · Jayoung Ki** · Changho Lee***

ABSTRACT

In order to estimate the gas turbine engine performance precisely, the component maps containing their own performance characteristics should be needed.

In this study a component map generation method which may identify compressor map conversely from a performance deck provided by engine manufacturer using genetic algorithms was newly proposed. As a demonstration example for this study, the PW 206C turbo shaft engine for the tilt rotor type Smart UAV (Unmanned Aerial Vehicle). In order to verify the proposed method, steady-state performance analysis results using the newly generated compressor map was compared with them performed by EEPP(Estimated Engine Performance Program) deck provided by engine manufacturer. And also the performance results using the identified maps were compared with them using the traditional scaling method.

In this investigation, it was found that the newly proposed map generation method would be more effective than the traditional scaling method.

초 록

가스터빈 엔진의 성능을 예측하기 위해서는 자신의 성능 특성을 포함한 구성품 성능도가 요구된다. 본 연구에서는 유전 알고리즘을 이용하여 압축기 성능도를 제작사에서 제공한 성능덱으로부터 역으로 식별하는 방법을 제안하였다. 알고리즘은 틸트 로터 방식 스마트 UAV를 위한 PW206C 터보축 엔진에 적용하였다. 제안된 방법을 검증하기 위하여 새롭게 만들어진 압축기 성능도를 이용한 해석 결과와 제작사에서 제공한 EEPP(Estimated Engine Performance Program) 덱을 이용한 해석 결과를 비교하였다. 또한 기존의 스케일링 방법을 이용하여 얻어진 구성품 성능도를 이용한 해석결과와도 비교하였다.

본 연구에서 새롭게 제안된 성능도 생성 방법이 기존의 스케일링 방법보다 더 효과적임을 확인하였다.

Key Words: Performance Map Scaling(성능도 축척), Performance Deck(성능덱), Genetic Algorithms(유전 알고리즘), Compressor Map Identification(압축기 성능도 식별)

1. 서 론

가스터빈 엔진의 성능 모사와 진단을 위해서는 각 구성품의 성능을 나타내는 성능도가 필수적이다. 그러나 이러한 성능도는 많은 실험을 통해 얻어지는 것으로 엔진 제작사에서는 구매자에게조차 공개하지 않는 것이 일반적이다. 이에 성능모사와 진단을 연구하는 대부분의 사람들은 공개된 일부 성능도를 설계점 기준으로 스케일링하여 이용하고 있다. 하지만 이는 설계점 부근에서는 대체로 비슷한 성능을 보이거나 설계점 영역에서 멀어질수록 연구대상 엔진의 성능과는 상당한 차이를 보인다. 이를 극복하기 위해서는 유사한 엔진의 성능도를 이용하여야 하나 이는 현실적으로 상당히 어려운 일이다.

이에 공창덕 등은 여러 운용점에서 스케일링 인수를 구하고 각 운용점 사이를 내삽하는 방법을 제안하여 탈설계점에서의 오차를 상당히 줄일 수 있었다[1]. 또한 유전알고리즘을 이용하여 산개하여 얻어지는 엔진 시험데이터에서 구성품 성능도를 식별하는 방법을 제안하기도 하였다[2].

본 연구에서는 제작사에서 제공한 성능덱을 해석한 결과에서 유전 알고리즘을 이용하여 압축기 성능도를 식별하는 방법을 제안하였다.

연구대상 엔진에는 Pratt-Whitney 사의 206C 분리축 방식 터보축 엔진을 이용하였다. 유전 알고리즘을 이용하여 얻은 압축기 성능도를 사용하여 성능해석을 수행하고 기존의 설계점 기준 스케일링 방법으로 얻어진 성능도를 이용한 해석 결과와 비교하였다. 그리고 제작사에서 제공한 성능덱 프로그램인 EEPP(Estimated Engine Performance Program)의 해석 결과와 비교하여 본 연구 방법의 유효성을 입증하였다. 성능해석에는 상용 프로그램인 GASTURB 9.0을 이용하였다[3].

2. 연구대상엔진

연구대상 엔진은 Pratt-Whitney 사의 206C 분리축 방식 터보축 엔진으로 1단 원심 압축기, 1단 압축기 터빈, 1단 동력터빈, 애놀러 형 연소기 챔버로 구성되었다[4]. Figure 1은 이 엔진의 개략도이다.

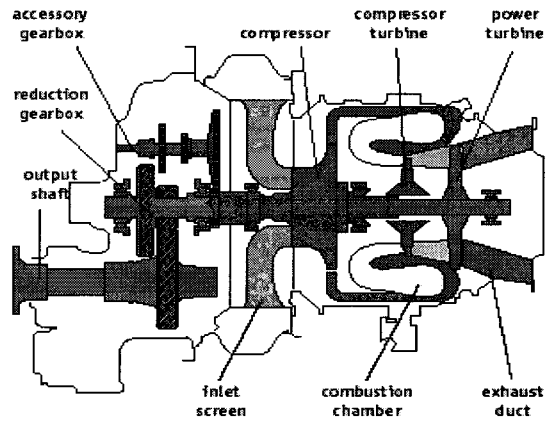


Figure 1 Engine schematic diagram of PW206C turbo shaft engine

PW 206C 터보축 엔진은 현재 한국항공우주연구원(KARI: Korea Aerospace Research Institute)에서 개발중인 틸트로터 타입 스마트 무인기의 추진기관으로 선정되었다. 스마트 무인기 개발 사업단에서 제시한 운용영역은 Table 1과 같다.

Table 1 Operating range of propulsion system required by System Integration Group of Smart UAV of KARI

Gas Generator RPM	65% ~ 100%
Altitude (ft)	0 ~ 25000
Flight Mach No.	0 ~ 0.4

Table 2는 엔진 제작사에서 제공한 지상 정지 최대 이륙조건에서의 설계점 성능이다[1].

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

** Cranfield University(UK)

*** 한국항공우주연구소

Table 2 The Design Performance data by engine manufacturer

Variable	Values
Atmospheric condition	Sea Level Static Standard Condition
Mass flow rate (lbm/s)	4.418
Fuel flow rate (lbm/s)	0.087
Compressor pressure ratio	7.912
Turbine inlet temperature (R)	2258
Shaft horse power (hp)	560.8
SFC (lbm/hp hr)	0.556
Gas generator rotational speed (100% RPM)	58900
Propeller rotational speed (100% RPM)	6120

3. 유전 알고리즘을 이용한 압축기 성능도 생성

압축기 성능도는 각 엔진 회전수에 따른 압력비, 유량함수, 효율의 관계로 나타내어진다. 먼저 각 회전수에서 유량함수와 압력비 값을 EEPP (Estimated Engine Performance Program)로부터 계산하였다. 유량함수와 압력비의 함수는 다음과 같은 함수 관계를 갖는다.

$$MFP_N = aPR^3 + bPR^2 + cPR + d \quad (1)$$

효율과 관련된 성능 데이터는 EEPP로부터 얻기 어려운 관계로 유사 엔진의 값으로 고정하였다.

먼저 각 회전수에서 얻어진 유량함수, 압력비를 이용해 공개된 압축기 성능도를 회전수별로 스케일링 하였다. 이는 성능도의 대략적인 형태를 정의하여 유전알고리즘을 통한 a, b, c, d를 보다 빠르게 얻기 위함이다.

식 (1)의 미계수인 a, b, c, d를 찾아내기 위해 단순 유전알고리즘을 적용하였다. 다양한 조건에서의 계산을 통해 식 (1)로부터 'n'개의 데이터군을 형성하고 다음과 같은 목적함수의 절대값이 최소가 되도록 한다.

$$\text{Objetfuc} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \text{error}_i^2}{n}} \quad (2)$$

여기에서 'error'는 임의 a, b, c, d에 대한 퍼센트 오차이다.

본 연구에서는 각 회전수에 대해 대략적으로 스케일링된 데이터 중 2개 점과 성능택을 통해 얻어진 유량함수-압력비 데이터를 유전알고리즘의 참고 데이터로 이용하였다.

다음은 적용된 유전알고리즘의 순서도이다.

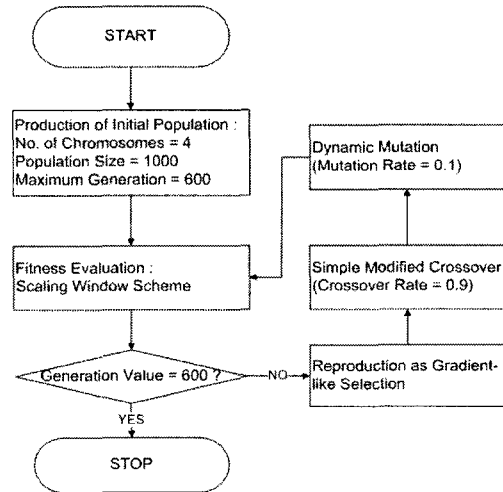


Figure 2 Flow chart of genetic algorithm

무작위 초기화법을 이용하여 1000개의 초기 집단을 생성하였으며 미계수가 4개이므로 4개의 실수 염색체가 이용되었다. 개체는 목적함수를 통해 평가되며 스케일링 윈도우 기법을 이용하여 적합도 값을 정규화 하였다. 재생산 연산자를 이용하여 적합도 값을 기반으로 집단 내의 개체들을 선택하고 교배 급원을 형성하였다. 재생산의 알고리즘에는 집단의 유전적 다양성을 유지하고 최적 개체를 선택할 수 있도록 Pham과 Jin이 제안한 Gradient-like 선택자를 이용하였다[5]. 실수 염색체에 적합하도록 수정단순교배법(Modified Simple Crossover)과 동적돌연변이법(Dynamic Mutation)을 적용하였으며 교배율과 돌연변이율은 각각 0.9와 0.1로 설정하였다. 최대 세대수는 600개로 하였으며 미계수의 범위는 -1200에서 1200으로 정하였다.

Figure 3은 100% 회전수에서 식(2)의 목적함수 값이 0으로 수렴해가는 양상을 보여주고 있다.

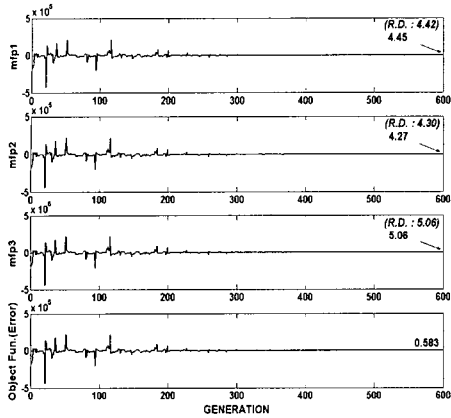


Figure 3 MFP value and converge of object function as to generation

결과를 살펴보면 유전알고리즘을 통해 계산된 3개의 유량함수 값이 참고 데이터 값과 거의 같아짐을 확인할 수 있다. 이는 3쌍의 유량함수-압력비 함수를 만족시키는 미지수 a, b, c, d 값을 유전알고리즘이 바르게 찾아내었음을 의미하며 식 (1)은 참고 데이터로 주어진 성능도의 특성을 반영하게 된다. 60%, 70%, 80%, 90% 회전수의 유량함수-압력비 함수관계도 이와 같은 방법으로 구하였다. Table 3은 각 회전수에서의 미계수 값이다.

Table 3 The coefficient from GAs algorithms

% RPM	a	b	c	d
60	-5.628	59.151	-205.21	240.498
70	-13.675	160.731	-626.19	815.302
80	-17.90	219.90	-895.80	1119.0
90	-15.00	187.60	-777.30	1077.40
100	-6.186	77.442	-322.41	454.25

유전알고리즘을 이용하여 새롭게 생성된 압축기 성능도는 Figure 4와 같다.

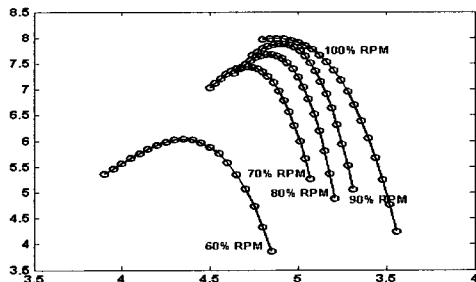


Figure 4 Compressor map generated by GAs

4. 결과 비교 및 분석

상용프로그램인 GASTURB 9.0을 이용하여 가스발생기 회전속도의 변화, 고도, 비행마하수에 대한 정상상태 성능해석을 수행하였다. 해석에는 Figure 4의 압축기 성능도와 GASTURB의 표준 성능도를 설계점을 기준으로 스케일링한 성능도를 각각 이용하였으며 지상정지 상태에서 가스발생기 회전속도의 변화, 비행마하수 0에서의 고도 변화, 고도 25000ft에서 비행마하수 변화에 따른 추마력 성능을 비교하였다.

압축기 터빈 성능도와 동력터빈 성능도는 GASTURB에서 제공하는 NASAGV61 엔진과 NASAGV68 엔진의 성능도를 각각 이용하였다.

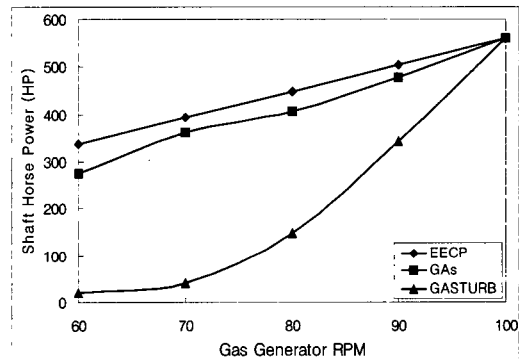


Figure 5 Performance analysis results with varying gas generator rotational speed

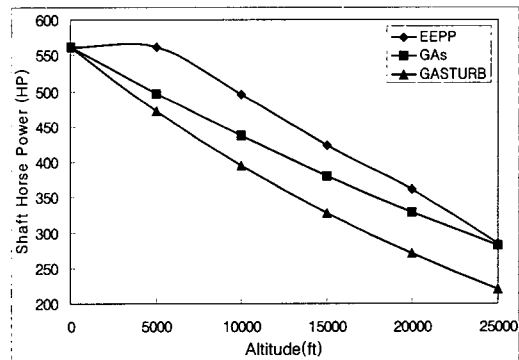


Figure 6 Performance analysis results with varying altitude at 100% rpm and Mach No. 0

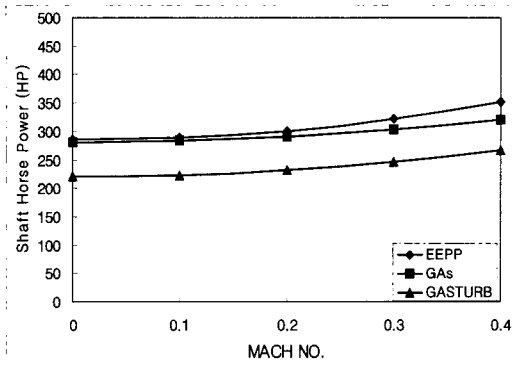


Figure 7 Performance analysis results with varying flight Mach number at 100% rpm and 25000ft.

가스발생기 회전수에 따른 성능해석 결과의 비교결과 GASTURB에서 제공하는 표준 성능도를 스케일링하여 이용한 경우 설계점인 100% 회전수를 벗어날수록 오차가 급격하게 커짐을 알 수 있다. 이는 기존 스케일링 방법이 매우 제한적으로 이용될 수 있음을 보여준다. 고도 및 비행마하수 변화에 따른 성능 비교 결과 부분부하 성능해석 결과에 비해 결과 차이가 크게 줄어들었음을 확인할 수 있다. 이는 설계점 운용 영역인 100% 회전수에서 각각 고도와 비행마하수만 변화된 경우이기 때문인 것으로 판단된다.

즉 부분부하 성능의 해석의 경우 100% 회전수에서 멀어질수록 기존의 스케일링방법으로 얻어진 성능도를 사용한 경우 오차가 매우 커짐을 알 수 있으며 GAs를 이용하여 생성된 성능도를 이용하여 개선된 결과를 보일 수 있음을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

엔진 제작사(P&W)에서 제공한 성능덱 해석결과를 이용하여 구성품 성능도를 식별하는 방법을 제안하였다. 무작위적인 환경에서 원하는 값을 찾아내는데 유용한 유전알고리즘이 압축기 성능도를 생성하는데 이용되었다.

정확한 성능도를 위해서는 목적함수를 어떻게

설정하느냐가 많은 영향을 끼친다. 보다 정확한 결과를 위해서는 많은 참고 데이터가 요구되나 이는 계산에 많은 시간을 요구하며 성능덱으로부터 각 회전수에서 얻을 수 있는 데이터는 극히 제한되어 있으므로 유사엔진을 회전수별로 스케일링한 데이터를 추가 자료로 활용하였다.

연구 결과 새롭게 생성된 성능도를 이용한 해석결과 기존의 스케일링 방법으로 얻어진 결과에 비해 전 운용영역에서 성능덱 결과와의 오차를 크게 줄일 수 있음을 확인하였다.

후 기

이 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트무인기기술개발사업)의 일환으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- [1] Kong. C.D., Ki, J.Y., 2003, "A New Scaling Method for Component Maps of Gas Turbine Using System Identification ", J. of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 125, Number 4
- [2] Kong. C.D., Ki, J.Y., Kho, S.H., 2004, "A New Scaling Method for Component Maps of Gas Turbine Using System Identification ", Proceedings of ASME IGTI Turbo Expo 2004, 2004-GT-53736
- [3] Kurzke, J., 2001, "Manual GASTURB 9.0 for Windows - A Program to Calculate Design and Off-design Performance of Gas Turbines", Technical Report
- [4] "EECP((Estimated Engine Performance Program) Manual", Pratt-Whitney
- [5] Jin, G.G., 2000, "Genetic Algorithms and Their Applications", Kyowoo Press