터보프롭엔진(PT6A-62)의 성능저하 진단을 위한 최적 계측 변수 선정에 관한 연구

공창덕* · 기자영** · 장현수*** · 오성환***

A Study on Optimal Parameter Selection for Health Monitoring of Turboprop Engine (PT6A-62)

Chang-Duk Kong* · Ja-Young Ki** · Hun-Su Jang*** · Sung-Hawn O***

ABSTRACT

A steady state performance simulation and diagnostics program for the turboprop engine (PT6A-62), which is the power plant of the first developed military basic trainer KT-1 in Republic of Korea, was developed. The developed steady state performance analysis program was evaluated with the performance data provided by the engine manufacturer and with analysis results of GASTURB program, which is well known for the performance simulation of gas turbines. Performance parameters were discussed to evaluate validity of the developed program at various cases such as altitude, flight velocity and part load variation. GPA(Gas Pass Analysis) allows engine performance deterioration to be identified at the module level in terms of reduction in component efficiencies and changes in mass flow. In order to find optimal instrument set to detect the physical faults such as fouling, erosion and corrosion, a gas path analysis approach is utilized.

This study was performed in two cases for selection of optimal measurement parameters. One case was considered with the effect of instrument number by changing independent parameter number. The other case was performed with selection of independent parameter set. According to the analysis results, the optimal measurement parameters selected were eight dependent variables such as shaft horsepower, fuel flow rate, compressor exit pressure and temperature, compressor turbine inlet pressure and temperature and power turbine inlet pressure and temperature.

초 록

국내에서 최초로 개발된 기본훈련기 KT-1의 추진기관인 터보프롭 엔진(PT6A-62)을 위한 정상상태 성능모사 및 진단 프로그램을 개발하였다. 개발된 정상상태 성능해석 프로그램의 검증을 위해 해석 결과를 엔진 제작사에서 제공한 성능 데이터 및 가스터빈 엔진의 성능 모사 프로그램으로 잘 알려진 GASTURB와 비교하였다.

* 조선대학교 우주항공공학과 (Chosun University, Dept. of Aerospace Eng.)
** 조선대학교 대학원 기계공학과 (Chosun University, Dept. of Mechanical Eng.)
*** 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

개발된 정상상태 성능해석 프로그램의 검증을 위해 해석 결과를 엔진 제작사에서 제공한 성능 데이터 및 가스터빈 엔진의 성능 모사 프로그램으로 잘 알려진 GASTURB와 비교하였다. 개발된 프로그램의 유용성을 검증하기 위해 다양한 고도, 비행마하수, 부분부하에서의 성능을 해석하였다. GPA(Gas Pass Analysis) 방법은 엔진의 성능 저하를 구성품 효율의 저하와 공기유량의 변화량으로 나타내는 방법이다. 오염, 부식, 침식과 같은 물리적 손상을 탐지하기 위한 최적의 계측변수 선정을 위해 GPA 방법은 유용하다.

본 연구에서는 최적의 계측변수를 선정하기 위해 2가지 방법을 이용하였다. 하나는 독립변수의 수를 다르게 하여 계측기 수가 진단에 미치는 영향을 알아보았으며 다음 종속변수의 종류가 미치는 영향을 살펴보았다. 해석 결과에 따르면 압축기 입구 온도 및 압력, 압축기 터빈 입구 온도 및 압력, 동력 터빈 입구의 온도 및 압력과 축마력, 연료유량 등을 측정하여 진단에 이용하는 것이 가장 오차가 적었다.

1. 서 론

국내에서 최초로 개발된 기본훈련기인 KT-1의 주 추진기관으로써 PT6A-62 엔진이 선정되면서 이 엔진의 운용과 정비 방법이 중요해지고 있다. 최근 엔진 정비의 개념은 일정사용 시간에 따른 정비에서 엔진 상태에 따른 정비방법으로 바뀌고 있다. 즉 엔진의 운용상태를 파악하고 성능을 진단하여 주요 구성품의 고장시기를 예측함으써 적기에 용이하게 수리나 교체를 할 수 있도록 하는 것이다. 이는 불필요한 정비를 방지하고 주요 구성품이 고장났을 경우 정비에 소모되는 시간을 최소화하여 이용률을 증가시킴으로써 전체 운용비용을 절감할 수 있도록 한다.

정확한 성능진단을 위해서는 어떠한 계측변수를 이용하여 성능진단을 할 것인지가 매우 중요하다. 많은 계측변수를 이용하여 진단을 할수록 더 정확한 결과를 얻을 수 있을 것이나 계측장비 설치에 드는 부대비용과 항공기 무게를 고려한다면 적은 계측기로 정확한 결과를 얻을 수 있는 방법을 찾아야 한다.

이러한 엔진의 성능진단과 최적 계측변수 선정을 위한 방법 중의 하나로 제시된 것이 1973년 Urban이 제시한 GPA(Gas Path Analysis)기법이다.[1, 2] GPA 방법은 공기와 연소가스가 통과하는 구성품의 효율 감소와 질량유량의 변화량으로 엔진성능을 예측하는 방법이다. 이 방법은 고장시 엔진 전체의 성능과 운용에 치명적인 영향을 미치는 주요구성품(압축기, 연소기, 터빈 등)의 상태를 미리 분석하여 정비에 필요한 사전지식을 제공하는데 유용하다.

그동안의 연구동향을 살펴보면 1974년 Urban이 GPA 이론을 발표한 이후로 현재는 엔진 3사인 Rolls-Royce, Pratt&Whitney, General Electric 사에서 모두 GPA 이론에 기반을 둔 성능진단 프로그램을 개발하여 이용하고 있다.[3,4,5]

GPA 기법의 성능을 향상시키기 위한 연구도 활발하게 이루어졌다. Grewal(1988)은 다양한 성능저하의 원인을 분석하고 모델링 하였으며[6] Diakunchak(1992)은 산업용 가스터빈의 성능저하를 실험과 함께 연구하였다.[7] House(1992)는 터보축 엔진을 위한 GPA 프로그램을 개발하였으며[8] Vivian(1995)은 GPA 기법에 KBS (Knowlege Based System)를 적용하여 그 정확성을 높였다.[9] Esher(1995)는 비선형 GPA를 이용한 산업용 가스터빈에 적합한 진단 컴퓨터 프로그램을 개발함으로써 선형 GPA의 문제점을 개선하였다.[10] 최근에는 신경회로망과 같은 최신 인공지능 제어방식을 도입한 GPA 해석이 연구되고 있다. 그러나 국내에서는 정/동적 성능모사 기법에 관한 연구가 일부 진행되고 있을 뿐 성능 및 고장진단에 관한 연구는 매우 미흡한 실정이다.

이에 본 연구에서는 선형 GPA 기법을 이용

한 손상 예측 프로그램을 개발하고 PT6A-62 엔진의 성능을 진단하는데 필요한 최적의 계측변수를 알아보았다. 성능저하는 압축기, 압축기 터빈, 동력 터빈에서 동시에 발생한 것으로 가정하였다.

2. 본 론

2.1 연구 대상 엔진

PT6A-62 엔진은 PWC에서 개발한 터보프롭 엔진으로 동력터빈이 가스발생기와 기계적으로 분리되어 있는 분리축 방식이다.

엔진은 가스발생기와 동력부로 구성되어 있다. 가스발생기는 압축기, 연소기 및 압축기 터빈으로 구성되어 있다. 가스발생기는 오일 펌프, 시동발전기 및 유압펌프를 구동한다. Fig. 1은 엔진의 외형 및 내부 구성도이다.

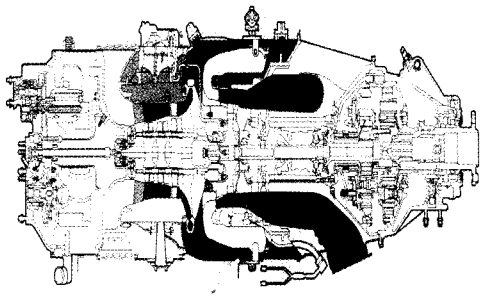


Fig. 1 Study Engine Layout

동력터빈은 연소기 및 압축기 터빈을 거친 연소가스에 의해 구동되며 감속기어를 통하여 프로펠러를 구동시킨다. 압축기 터빈과 동력터빈은 거의 엔진 중앙에 위치하며 서로 반대 방향으로 회전한다.

압축기는 3단의 축류 및 1단의 원심 식으로 구성되어 있으며, 연소기는 Inverse Flow Type 이다. 압축기 터빈은 1단이며 동력터빈은 2단으로 구성되어 있다. 대부분의 에너지는 동력터빈의 구동에 소요되며 잔여 량은 엔진 앙쪽의 배기구를 통하여 대기로 방출된다.

엔진은 1,150 마력 급이지만 엔진 감속기어부의 과응력을 방지하기 위하여 토크 상한치를 최대출력 950 마력으로 제한한다.

프로펠러는 Hartzell사의 HC-E4N-3EX1/E9512CK-1로 2.4m, 4 블레이드, 가변피치, 페더 기능을 가지며 프로펠러 정속제어기에 의해 2000RPM으로 제어된다.

최대이륙조건(지상정지 표준대기 조건) 에서의 성능은 Table 1.과 같다.

Table 1. Performance Data for Study Engine

변 수	성 능
공기유량 (kg/s)	3.696
압축기 압력비	8.25
압축기 효율	0.77
Bleed Air 량	0 %
연소기 압력강하율	3 %
연료유량 (kg/s)	0.072
압축기터빈 입구온도 (K)	1269.5
압축기터빈 효율	0.92
동력터빈 효율	0.91
노즐면적 (m^2)	0.058
S.H.P (HP)	950
가스발생기 회전속도	100 %
동력터빈 회전속도	80 %

2.2 정상상태 성능해석

성능진단을 위해서는 구성품 사이의 조합을 위한 정상상태 성능해석이 선행되어야 한다.[12] 정상상태 성능해석 시에는 전 구성품의 유량이 일정해야 하며 동축으로 연결된 압축기와 터빈의 일이 같아야 한다는 조건을 만족해야 한다. 또한 전 구성품의 성능선도는 성능도를 만족해야 한다. [13]

본 프로그램에서 사용된 유량 및 일 조합 방정식은 다음과 같다. [14]

▸ 가스발생기의 유량 평형방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{01}}}{P_{01}} \times \frac{P_{01}}{P_{02}} \times \frac{P_{02}}{P_{03}} \times \sqrt{\frac{T_{03}}{T_{01}}} \quad (1)$$

▸ 가스발생기의 일 평형방정식

$$\frac{\Delta T_{034}}{T_{03}} = \frac{\Delta T_{012}}{T_{01}} \times \frac{T_{01}}{T_{03}} \times \frac{C_{pa}}{C_{pg}\eta_m} \qquad (2)$$

▸ 가스발생기와 동력터빈의 유량평형방정식

$$\frac{\dot{m}\sqrt{T_{04}}}{P_{04}} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_{03}}}{P_{03}} \times \frac{P_{03}}{P_{04}} \times \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{03}}} \qquad (3)$$

여기서 T는 전온도, $\dot{m}$는 유량, P는 전압력, C_{pa} 및 C_{pg}는 각각 공기와 연소공기의 정압비열을 의미하며, 하첨자는 Fig. 2에서 보여주는 각 구성품 입,출구의 Station No.를 의미한다.

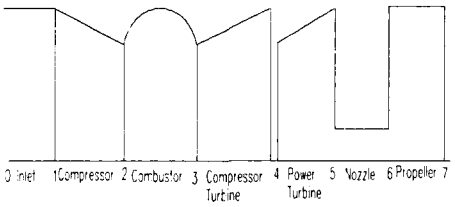


Fig. 2 Engine Station No.

고도와 비행마하수가 달라지게 되면 구성품 성능도를 대기조건에 맞게 보정해 주어야 한다. 구성품 성능도의 수정 회전수는 다음과 같이 정의하였다.

$$N_c = \frac{N}{\sqrt{\theta}} \qquad \left(\theta = \frac{T_1}{288.15}\right) \qquad (4)$$

여기에서 T1은 대기온도이며 N은 실제 로터 회전수, Nc는 보정된 로터 회전수이다.

본 연구에서 사용된 구성품 성능도는 Fig. 3과 같다.

본 연구에서는 설계점과 탈설계점으로 나누어 성능해석을 수행하였으며 탈설계점은 엔진의 전 운용 영역에 대해 비장착 조건에서 수행하였다. 비장착 조건에서는 장착에 따른 흡입구 손실 및 블리드 공기에 따른 출력이 없다고 가정된다. 프로그램의 검증을 위하여 해석 결과는 상용 프로그램인 GASTURB와 제작사로부터 제공된 성능 데이터와 비교하였다.

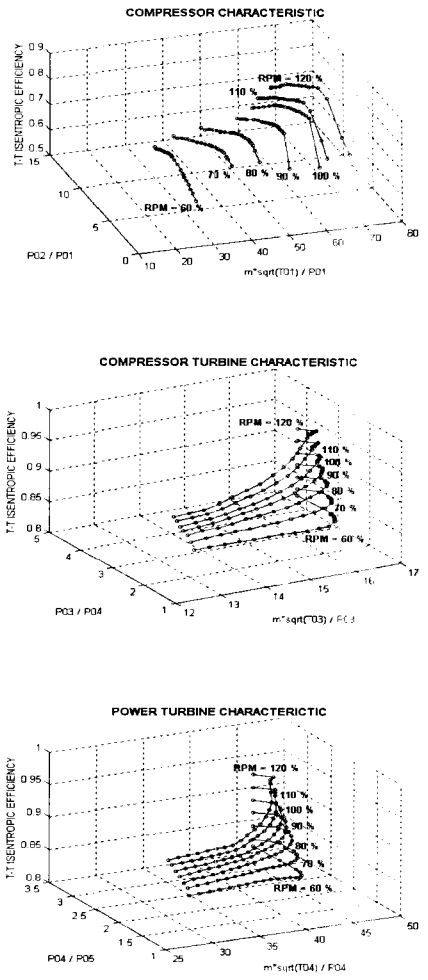


Fig. 3 Component Performance map

2.2.1 설계점 성능해석

설계점 성능 해석에서는 Table 1.에서 제시된 엔진 제원을 만족하도록 열역학적 관계식을 이용하여 각 구성품의 성능을 계산하였다.

먼저 압축기 압력비와 출구 전온도를 통해 압축기 효율을 결정하고 비연료 소모율과 축마력으로부터 연료유량을 계산하였다. 연료유량으로부터 설계점 터빈 입구온도를 계산하였으며 압축기 일(압축기 터빈 일)과 압축기 터빈 입구온도를 이용하여 동력터빈 입구온도를 계산하였다. 연소기의 효율과 압력강하율을 유사 엔진의

제원으로부터 가정하면 압축기 터빈 입구 압력을 계산할 수 있으며 압축기터빈 온도비와 입구 압력으로부터 출구 압력을 계산하였다. 설계점에서 PT6A-62 엔진은 choke 되지 않음으로 노즐 출구 압력은 대기압과 같아지며 노즐 목면적으로부터 노즐 출구 온도를 계산한다. 마지막으로 축마력을 만족하도록 동력터빈 압력비를 결정하여 동력터빈의 출구 압력과 온도를 계산하였다.

이때 압축기 터빈과 동력 터빈의 효율 및 각 로터축의 기계효율은 유사 엔진의 자료로부터 적절히 가정하였다.

탈설계점 해석 프로그램을 이용한 설계점에서의 성능해석 결과와 GASTURB 프로그램과의 비교 결과 최대 오차율은 동력터빈 압력비에서 1.99%를 보였으며 다른 구성품들의 성능 비교도 Table 2.와 같다.

Table 2. The Results of On-Design Performance

변 수 명	GAS TURB	설계점 해석	오차율 (%)
공기유량 (kg/s)	3.696	3.696	I.V
연료유량 (kg/s)	0.07204	0.072	0.056
압축기 압력비	8.250	8.250	0.0
압축기 터빈 압력비	3.0424	3.0420	0.018
동력 터빈 압력비	2.4609	2.5109	1.991
압 축 기 출구온도 (K)	592.43	592.43	I.V
압축기터빈 입구온도 (K)	1269.5	1269.5	I.V
동력터빈 입구온도 (K)	1000.04	1000.04	I.V
동력터빈 출구온도 (K)	817.86	820.626	0.337
축마력 (HP)	950.008	950.035	0.003
배기제트 추력 (kN)	0.56035	0.56109	0.132
비 연 료 소 모 율 (kg/kW · hr)	0.36606	0.36587	0.052
노즐 면적 (m^2)	0.05801	0.05804	0.052

* I.V : Input Value

2.2.2 탈설계점 성능해석

탈설계점 성능해석에서는 고도, 비행마하수, 가스발생기 로터 회전수의 변화에 따른 성능을 해석하였다. 가스발생기 로터회전수와 프로펠러 회전수가 100%인 조건에서 고도는 지상에서 10668m까지, 비행마하수는 0, 0.2, 0.4로 다르게 하여 해석을 수행하였다. 다음 지상 정지 조건에서 가스발생기 로터 회전수를 65%에서 105%로 다르게 하여 부분부하에서의 성능을 알아보았다. 해석 결과는 상용 프로그램인 GASTURB와 비교하였으며 Fig. 4-1~4-4와 같다. 그림에서 D.P는 본 연구에서 개발한 프로그램의 해석결과이며 G.T는 GASTURB, M.D는 제작사에서 제공한 데이터를 의미한다.

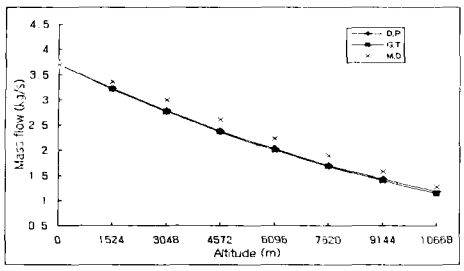
해석 결과 설계점인 지상정지 조건에서 벗어날 수록 오차가 커지기는 하나 최대 오차율이 9%를 넘지 않았으며 평균오차율도 5% 이내를 보였다. 이때 각 구성품의 유량 조합 오차율은 1% 이내였으며 압축기와 터빈 사이의 일 조합 오차율은 0.5% 이내였다.

2.3 선형 GPA 이론

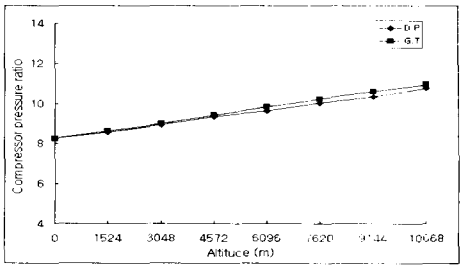
GPA는 각 구성품의 유량이나 효율 등 중요 엔진변수의 변화를 알기 위해 엔진변수의 측정된 계측변수를 이용한 수학적 해석을 통해 엔진 내부의 상태를 예측하는 방법이다. 즉 엔진의 주요구성품을 통과하는 가스의 매개변수의 해석을 통해 다양한 물리적 손상 문제를 파악할 수 있다.

GPA의 목적은 경제적으로 알맞게 선택된 변수들의 관찰을 통해 그러한 문제들을 암시적으로 발견하는 것이다. 예를 들어 압축기와 팬의 손상은 공기유량 또는 단열압축효율, 또는 둘 다의 변화로 나타날 것이다. 터빈 손상은 터빈 유효 노즐면적크기 또는 단열팽창효율 또는 둘 다의 변화를 명시할 것이다.

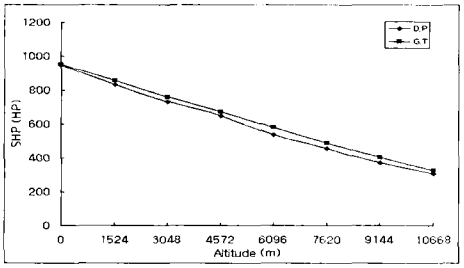
가스터빈 엔진의 성능해석 모델은 구성품 성능도와 에너지와 질량보존의 법칙과 같은 열역학적 관계에 기초한다. 따라서 계산은 모든 구성품이 열역학적 관계를 만족하도록 진행된다.



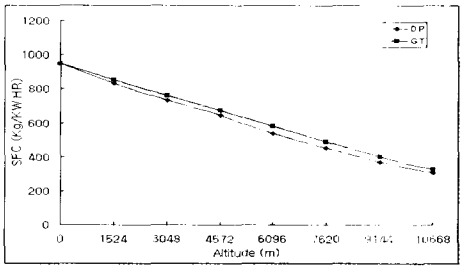
a) Mass Flow



b) Compressor Pressure Ratio

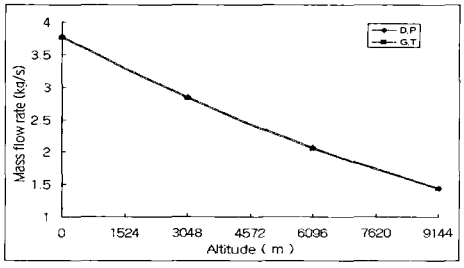


c) Shaft Horse Power

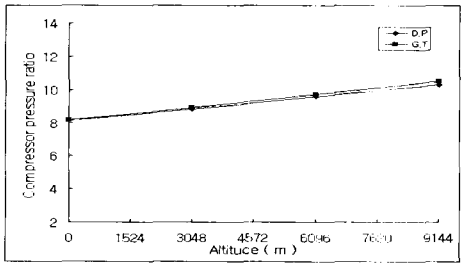


d) Specific Fuel Consumption

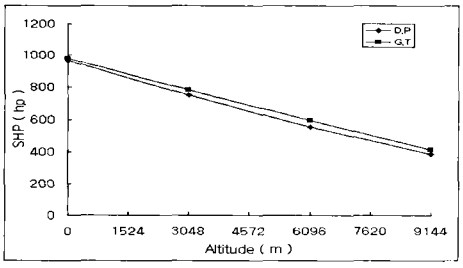
Fig. 4-1 Performance with Altitude Variation at Mach No. = 0.0



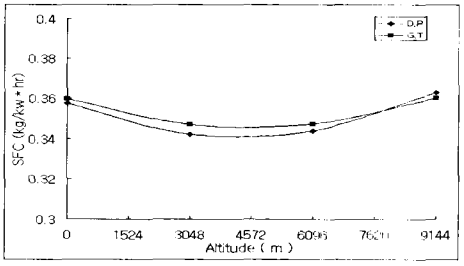
a) Mass Flow



b) Compressor Pressure Ratio

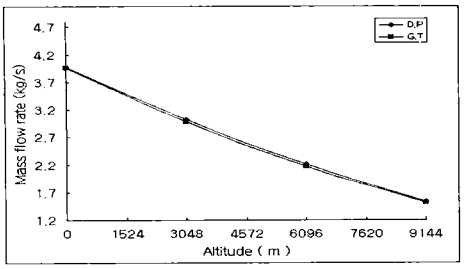


c) Shaft Horse Power

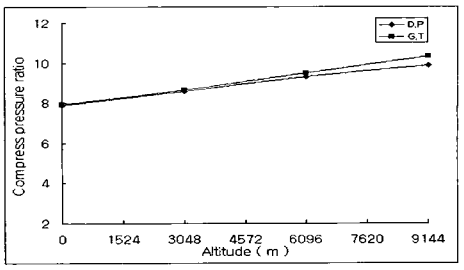


d) Specific Fuel Consumption

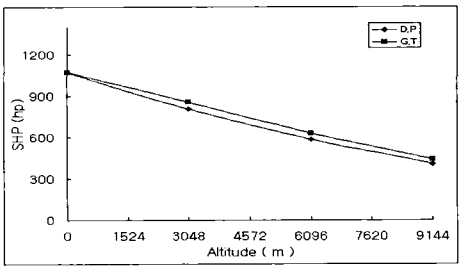
Fig. 4-2 Performance with Altitude Variation at Mach No. = 0.2



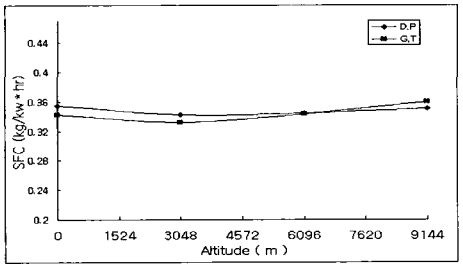
a) Mass Flow



b) Compressor Pressure Ratio

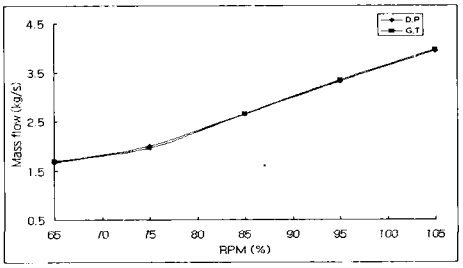


c) Shaft Horse Power

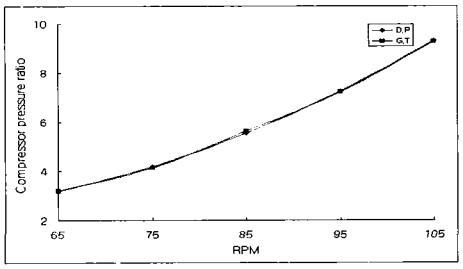


d) Specific Fuel Consumption

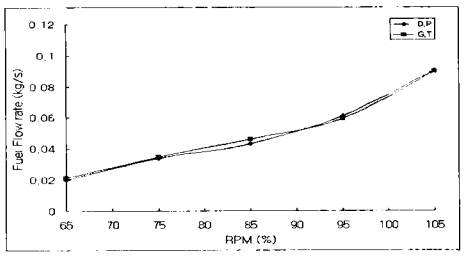
Fig. 4-3 Performance with Altitude Variation at Mach No. = 0.4



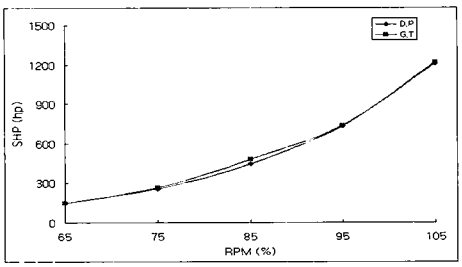
a) Mass Flow



b) Compressor Pressure Ratio



c) Fuel Flow Rate



d) Shaft Horse Power

Fig. 4-4 Performance with Rotational Speed

구성품 성능도가 정확하게 정의되었다고 가정하면 모델은 압력, 온도, 연료유량, 회전속도 등과 같은 측정할 수 있는 독립변수와 효율, 유량과 같은 측정 불가능한 종속변수의 항으로 엔진성능을 제공할 수 있다.

부식, 오염, 마모, 비틀림 등의 원인으로 발생될 수 있는 엔진 손상은 가스경로 구성품에 영향을 미치고 독립변수와 종속변수를 변경시킬 것이다. 엔진 성능저하로 인해 새로운 작동점에서 작동이 될 것이며, 이에 따른 손상정도는 측정할 수 있는 변수의 변화를 관찰하므로써 발견될 수 있다. 이러한 방법으로 구성품의 종속변수 사이의 열역학적 관계식과 독립변수의 직접적인 측정으로부터 성능저하된 구성품을 분리시키는 것이 가능하다. 종속변수의 변화가 상대적으로 작다고 가정하면 새로운 일련의 방정식들은 테일러 전개에 의해 선형화될 수 있다. 그러한 선형화된 방정식은 행렬 형태로 표현된다.[11]

독립변수와 종속변수의 관계는 다음과 같다.

$$Z = f(x) \tag{5}$$

여기에서 Z는 측정가능한 종속변수이며 x는 독립변수이다.

위 식을 Taylor 급수로 전개한 후 고차항을 무시하면

$$\Delta Z = \frac{\partial f(x)}{\partial x} \times \Delta X = H \times \Delta X \tag{6}$$

여기에서 H는 ICM(Influence Coefficient Matrix)이며 ICM의 역행렬을 구하면 FCM(Fault Coefficient Matrix)이 된다. 독립변수의 측정된 변화값과 FCM을 구하면 다음과 같이 종속변수의 변화량을 구할 수 있다.

$$\Delta X = H^{-1} \times \Delta Z \tag{7}$$

그 결과 엔진 성능저하의 원인을 정의할 수 있다.

여기에서 Δ는 성능저하 이전의 기준성능과 성능저하 후의 성능사이의 차로 다음과 같이 정의한다.

$$\Delta = \frac{\text{저하된 성능} - \text{기준성능}}{\text{기준성능}} \times 100 \tag{8}$$

또한 해석의 정확성을 알기 위해 다음과 같이 RMS 오차를 계산한다.

$$RMS = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{\text{독립변수 수}} (INDHOL - INDOBS)^2}{\text{종속변수 수}}} \tag{9}$$

여기에서 INDHOL은 처음에 가정한 독립변수의 성능저하량이며 *INDOBS*는 해석 후 관찰된 독립변수의 성능저하량이다.

2.4 선형 GPA의 적용

주요구성품의 성능저하 원인으로 가스터빈 엔진에서 가장 쉽게 발견되는 것이 압축기 오염과 터빈부식이다. 압축기 오염은 들어오는 질량유량의 감소와 효율저하를 가져오며 터빈부식은 질량유량의 증가와 효율저하를 가져온다. 본 연구에서도 성능저하원인으로 압축기 오염과 터빈부식을 가정하였으며 압축기와 압축기터빈, 동력터빈에서 동시에 손상이 발생하는 경우를 고려하였다. 먼저 계측변수의 수를 6개에서 10까지 다르게 하여 계측변수의 수가 성능진단의 정확성에 미치는 영향을 알아보았다. 또한 같은 수의 계측변수라 하더라도 어떤 변수를 측정하여 진단에 활용하는 것이 가장 효율적인지를 알아보기 위하여 계측변수를 달리하여 해석을 수행하였다.

압축기 오염과 터빈 부식에 따른 성능저하량은 Table 3과 같이 가정하였다.[7] Table 3에서 Γ와 η는 각각 공기유량과 효율을 의미한다.

Table 3. Source of Performance Deterioration and Deterioration Capacity

성능저하 원인	성능저하량
압축기 오염	Γ=-2%, η=-1%
압축기 터빈	Γ=+2%, η=-1%
동력터빈 부식	Γ=+2%, η=-1%

2.4.1 계측변수 수에 따른 영향

계측변수의 수에 따른 영향을 알아보기 위해 다음과 같이 6개에서 10개까지 계측변수를 달리하여 해석을 수행하였다.

이때 선정한 계측변수와 그때의 RMS 오차가 Table 4 및 Fig. 5와 같다.

해석 결과 대체적으로 많은 계측변수를 사용할 수록 적은 오차를 보여 더 정확한 성능진단을 할 수 있는 것으로 나타났다. 그러나 6개 및 8개의 계측변수를 사용한 경우는 7개 및 9개의 계측변수를 사용한 경우가 더 적은 오차를 보여 측정된 계측변수의 종류도 많은 영향을 미침을 알 수 있다.

Table 4. Dependent Variable Selection and RMS Error

종속 변수	1	2	3	4	5
SHP	o	o	o	o	o
MF	o	o	o	o	o
P2	o	o	o	o	o
T2	o	o	o	o	o
P3	o	o		o	
T3	o				
P4	o	o	o	o	o
T4	o	o	o	o	o
P5	o	o	o		
T5	o	o	o		
RMS	0.7459	1.6364	1.0563	1.8010	1.4860

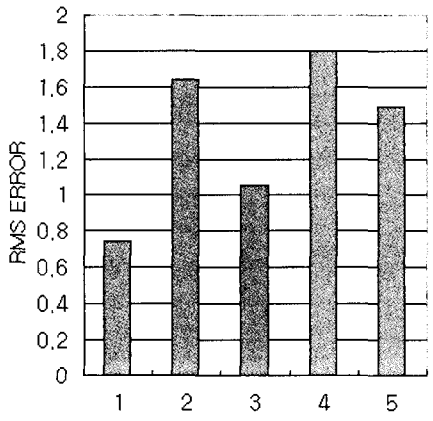


Fig. 5 RMS Error

2.4.2 계측변수 종류에 따른 영향

같은 수의 변수를 계측한다 하더라도 어떠한 변수를 이용하는 것이 RMS 오차를 줄일 수 있을것인가를 알아보기 위해 8개의 계측변수를 다음과 같이 달리하여 해석하여 보았다. 사용된 계측변수와 그때의 RMS 오차가 Table 5. 및 Fig. 6과 같다.

가장 적은 RMS 오차를 보인 것은 2번의 경우로 8개의 계측변수 만으로도 10개의 계측변수를 사용할 때와 유사한 오차를 보이고 있다.

Table 5. Dependent Variable Selection and RMS Error

종속 변수	1	2	3	4	5
SHP	o	o		o	o
MF	o	o		o	o
P2	o	o	o	o	o
T2	o	o	o	o	o
P3		o	o	o	
T3		o	o		o
P4	o	o	o	o	o
T4	o	o	o	o	o
P5	o		o	o	
T5	o		o		o
RMS	1.0563	0.8339	1.8758	1.7530	1.8436

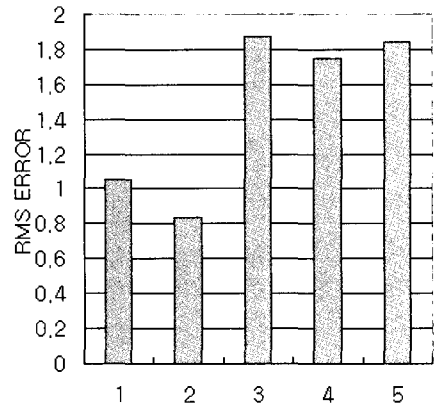


Fig. 6 RMS Error

이는 계측변수를 잘 선정한다면 적은 계측장비로도 좋은 효과를 가져올 수 있음을 보여주며

손상이 발생한 구성품과 직접적인 연관이 없는 구성품의 데이터는 진단 결과에 별 영향을 미치지 않음을 보여준다.

4번과 5번의 경우는 계측변수 선정에 있어 압력과 온도 중 어떠한 것이 더 큰 영향을 미칠 것인지를 알아보기 위해 해석을 수행한 경우로 압력을 측정하여 진단에 활용하는 경우가 온도를 측정하는 것 보다 더 효율적임을 알 수 있다.

3. 결 론

기본훈련기 KT-1의 주 추진기관인 PT6A-62 엔진의 성능진단을 위해 정상상태 성능해석 프로그램과 최적 계측변수의 선정을 위한 선형 GPA 해석 프로그램을 개발하였다.

정상상태 성능해석은 비장착 조건에서 고도, 비행마하수, 가스발생기 로터회전수를 변화시키며 해석을 수행하였다. 프로그램의 구성품 조합 알고리즘의 검증을 위해 제작사로부터 제공된 데이터와 상용 성능해석 프로그램인 GASTURB와 비교한 결과 최대 오차율은 9%를 넘지 않았으며 평균 오차율도 5%이내를 보였다.

이러한 조합 알고리즘을 이용하여 선형 GPA 해석 프로그램을 개발하고 성능진단을 위한 최적의 계측변수를 알아보았다.

먼저 계측 변수의 수가 미치는 영향을 알아보기 위해 계측 변수의 수를 6개에서 10개까지 달리하여 해석을 수행한 결과 10개의 계측변수를 이용한 경우가 가장 적은 RMS 오차를 보임을 확인하였다.

다음 계측변수의 종류에 따른 영향을 알아보기 위해 8개의 계측변수를 종류를 달리하여 해석을 수행한 결과 압축기 출구 온도 및 압력, 압축기터빈 입구 온도 및 압력, 동력터빈 입구의 온도 및 압력과 축마력, 연료유량 등을 측정하여 진단에 이용하는 것이 가장 오차가 적었다. 또한 손상이 발생한 구성품의 입구 온도와 압력을 계측하여 이용하는 것이 더 정확한 진단 결과를 얻을 수 있었으며 온도보다는 압력을 측정하여 진단에 이용하는 것이 RMS 오차를 줄일 수 있었다.

결과적으로 계측변수를 잘 선정한다면 보다 적은 계측기로도 좋은 성능진단 결과를 얻을 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 수행된 "PT6A-62 엔진의 동적 거동 모사 기법에 관한 연구"의 일부임을 밝히며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Urban, L.A., "Gas Turbine Engine Aalyzer", United-states Patent-3,731,070, May 1, 1973a
2. Urban, L.A., "Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring", Journal of Aircraft, Vol. 10, No. 7, pp. 400~406, 1973b
3. Baswell, M.J., "COMPASS-Ground Based Engine Monitoring Program for General Application", SAE-TP-871734, 1987
4. Doel, D.L., "TEMPER-A Gas-Path Analysis Tool for Commercial Jet Engines", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 116, Jan
5. Hamilton, T.P., "HELIX: A Helicopter Diagnostic System Based on Qualitive Physics", Artificial Intelligence in Engineering, Vol. 3, No. 3
6. Grewal, M.S., "Gas Turbine Engine Performance Deterioration Modelling and Analysis", Ph.D. Dissertation, SME, Cranfield University, 1988

7. Diakunchak, I.S., "Performance Deterioration in Industrial Gas Turbines" Trans. ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol.114 : 161-168, 1992
8. House, P., "Gas Path Analysis Techniques Applied to a Turboshaft Engine", MSc Thesis, SME, Cranfield University, 1992
9. Vivian, B., Singh, R., "Application of Expert System Technology to Gas Path Analysis of a Single Shaft Turboprop Engine", 5th European Propulsion Forum, Pisa, Italy, April, 1995
10. Escher, P.C., "Pythia : An Object-Oriented Gas Path Analysis Computer Program for General Applications", Ph.D. Dissertation, SME, Cranfield University, 1995
11. Urban, L.A., Allan, J.V., "Mathematical Methods of Relative Engine Performance Diagnostics"
12. 공창덕, 기자영, S.K. Kim, Riti Singh, "선형 GPA 기법을 이용한 가스터빈 엔진의 성능진단에 관한 최적 계측변수 선정에 관한 연구", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 1999
13. Kong. C.D., Ki, J.Y., "Steady state and Transient Performance Simulation of a Turboshaft Engine with a Free Power Turbine", ASME 99-GT-375, 1999
14. Cohen, H., Rogers, G.F.C, and Saravanamuttoo, H.I.H., "Gas Turbine Theory", Longman, 4th Ed., 1996