

GPA 기법을 적용한 터보축 엔진의 고도 변화에 따른 성능진단

이은영* · 노태성** · 최동환**

Performance Diagnostics with Altitude Variation of Turbo-Shaft Engine using Gas Path Analysis

Eun-Young Lee* · Tae-Seong Roh** · Dong-Whan Choi**

ABSTRACT

High reliability and minimization of operating cost are important problems for both engine-manufacturer and user in operation of gas-turbine engine, for which various performance diagnostics including a fault identification have been a major issue nowadays. Performance estimation in the off-design conditions, however, encounters problems of large errors and of poor convergence because of much required data to be evaluated. In this study, a diagnostics code of engine performance has been developed by using GPA(Gas Path Analysis). Quantitative performance deterioration of the turbo-shaft engine for SUAV has been estimated with altitude variation and is compared with that obtained by GSP code.

초 록

가스터빈 엔진의 높은 신뢰성과 운용비의 최소화는 제작자나 사용자 모두에게 중요한 문제이며, 정성적, 정량적 성능저하 예측을 포함한 다양한 성능진단기법이 시도되고 있다. 탈설계점에서의 성능진단은 설계점 성능진단에 비해 학습, 또는 처리해야 할 데이터 규모가 방대함에 따라 예측오차와 수렴도면에서 해결되어야 할 문제점들을 안고 있다. 따라서 이를 위해 본 연구에서는 가스경로해석 기법을 적용한 엔진성능진단코드를 개발하였으며, 이를 스마트 무인기용 터보축 엔진에 적용하여 설계점 및 고도 변화에 따른 탈설계점 영역에 대하여 단일 성능저하를 정량적으로 예측하여 GSP를 통한 예측결과와 비교하였다.

Key Words: Gas Path Analysis(가스 경로 해석), Performance Diagnostics of Engine(엔진성능진단), Cubic Spline Interpolation(삼차 스플라인 보간법)

* 인하대학교 항공공학과

** 인하대학교 항공공학과

연락처자, E-mail: dwchoi@inha.ac.kr

1. 서 론

최근 가스터빈 엔진의 설계에 있어서 엔진 운

용 및 정비에 소요되는 비용은 중요한 설계변수로 대두되고 있다. 가스터빈 엔진은 운용 시간이 축적됨에 따라 압축기, 연소기, 터빈 등의 핵심 구성요소들의 성능 저하가 일어나며 이러한 성능 저하로 인한 정비 작업시간과 소요 비용은 엔진의 유용성을 저하시킨다. 따라서 엔진의 시동, 운용과정에서의 불안정성을 유발할 수 있는 결함에 대한 원인 규명과 상시적인 엔진상태의 건강감시가 가능한 엔진성능진단 시스템의 개발이 필수적이다.

엔진성능진단 시스템은 엔진의 상태를 효과적으로 진단하여 엔진 전체를 분해하지 않고도 확실한 결함구성요소를 찾아 제거할 수 있게 하여 문제 발견에서부터 해결까지의 필요한 시간을 줄이고 비용도 절약할 수 있게 한다[1].

성능 진단을 위한 해석방법으로는 열역학적인 상관관계와 수학적 기법을 이용한 가스경로해석 기법, 그리고 최근에는 인공 신경망이나 유전자 알고리즘을 적용한 기법 등도 연구되고 있다[2]. 그러나 인공신경망 및 유전자 알고리즘기법은 패턴인식의 우수한 장점에도 불구하고 대상엔진에 대한 결함부위, 결함량과 함께 운용조건에 대한 광범위한 데이터를 생성, 학습하는 과정에서 방대한 학습시간이 소요될 뿐 아니라 목적함수 등을 도출하는 과정에서 수렴도 저하와 비교적 큰 오차를 유발시킬 수 있다는 단점이 있다.

본 논문에서는 가스경로해석 기법을 적용하여 설계점 및 고도 변화에 따른 탈설계점 영역에서 터보축 엔진의 단일 성능 저하를 정량적으로 예측하였으며 예측결과는 상용 프로그램 CSP(Gas turbine Simulation Program)에서 추출한 데이터와 비교함으로써 신뢰도를 확인하였다.

2. 연구 대상 모델 및 변수 선정

2.1 연구 대상 모델

Figure 1은 본 연구의 대상 엔진인 스마트 무인기(Smart UAV)에 장착되는 PWC206C 터보축 엔진의 단면도이다. 엔진의 결함 진단을 위해서는 대상 엔진으로부터 측정된 온도, 압력 등의 측정 변수가 필요하다. 본

연구에서는 네덜란드 NLR에서 개발된 상용 프로그램 CSP를 이용하여 대상엔진을 재현할 수 있는 가상(Virtual) 엔진모델을 구현하였으며 필요한 데이터를 추출하였다.

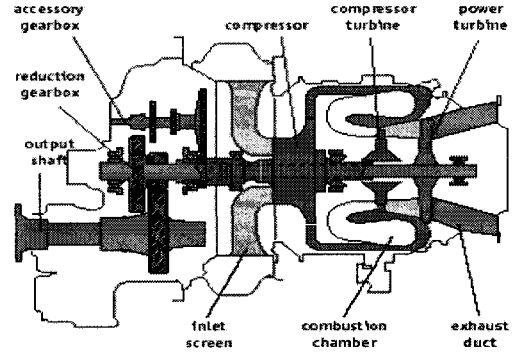


Fig. 1 PWC206C engine

2.2 측정 변수와 성능 변수의 선정

Table. 1 측정변수 및 성능변수

측정변수	Description	
연소기 입구	전온도	T_{β}
	전압력	P_{β}
가스발생기터빈 입구	전온도	T_{θ}
동력터빈 입구	전온도	T_{δ}
	전압력	P_{δ}
동력터빈 출구	전온도	T_{θ}
	전압력	P_{θ}
성능변수	Description	
등 엔트로피 효율	압축기	η_c
	가스발생기터빈	η_t
	동력터빈	η_{pt}

Table 1은 결함 진단을 위해 선정된 측정 변수와 성능 변수이다. 여러 변수 중에서도 총 7개의 측정 변수와 3개의 성능 변수를 선정하였으며 필요한 데이터 값은 대상 엔진의 가상모델로부터 추출하였다.

3. 엔진 성능저하 예측 기법

3.1 가스경로해석 (Gas Path Analysis)

가스경로해석(GPA)은 1967년 Urban에 의해 그 선형모델이 처음 제시되었다. 엔진 작동 중 결합이 발생하는 경우, 변화한 변수들의 수학적, 열역학적 상관관계를 따져서 엔진 성능을 평가하는 것이 가스경로해석 기법의 기본 개념이다.

결합 진단을 위해 먼저, 선정된 측정 변수를 종속 변수로, 그리고 성능 평가의 근거가 되는 효율을 독립 변수로 보고 이 두 변수 사이의 관계를 열역학적인 해석을 통해 Eq. 1과 같이 비선형 함수 형태로 만든다[3].

$$Z_0 = h(X_0) \quad (1)$$

여기서, Z_0 : 종속 변수의 기준값
 h : 비선형 함수
 X_0 : 독립 변수의 기준값

여기서 기준값은 결합이 없을 때의 값을 의미하며, 측정 변수의 개수가 총 7개이므로 7개의 비선형식을 만들 수 있다. 엔진의 결합이 발생하는 경우 성능 저하가 일어나게 되므로 독립 변수의 차이 (ΔX) 가 생기게 된다. 성능 저하가 일어날 경우는 Eq. 2와 같다.

$$Z_1 = h(X_0 + \Delta X) \quad (2)$$

여기서, Z_1 : 결합 발생 후 종속 변수
 ΔX : 독립 변수의 변화량

성능이 저하되었을 때의 변화를 Taylor Series를 통해 선형 모델로 만들면 아래 Eq. 3과 같다.

$$Z_1 = h(X_0) + \Delta X \cdot \frac{\partial h(X_0)}{\partial X} \quad (3)$$

$$Z_1 - Z_0 = \Delta X \cdot \frac{\partial h(X_0)}{\partial X} \quad (4)$$

Equation 4는 결합이 발생하여 변화한 변수들의 차이이며, $\frac{\partial h(X_0)}{\partial X}$ 는 독립 변수 X의 기준

값에서의 1차 편미분으로 독립 변수가 종속 변수의 변화에 기여하는 정도를 나타낸다. 측정 변수에 대한 총 7개의 선형 방정식을 행렬 형태로 표현하면 Eq. 5으로 표현할 수 있다.

$$Z_e = H_e \cdot X_e \quad (5)$$

식에서 H_e 는 크기가 7×3인 영향계수행렬 (Influence Coefficient Matrix)이다. 최종적으로 H_e 의 역행렬을 구하여 양변에 곱해주면 성능 저하가 일어난 경우 결합의 유무 및 정도를 아래 Eq. 6을 통해 구해낼 수 있다.

$$X_e = H_e^{-1} \cdot Z_e \quad (6)$$

여기서, X_e : 결합 정도를 나타내는
 독립 변수의 행렬 (3×1)
 Z_e : 기준값과 측정된 종속 변수
 와의 차이 행렬 (7×1)

그리고 H_e^{-1} 는 크기가 3×7인 결합계수행렬 (Fault Coefficient Matrix)이며, 이 행렬 형태는 Eq. 7과 같이 표현된다.

$$\begin{bmatrix} d\eta_c \\ d\eta_t \\ d\eta_{pt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} & C_{17} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} & C_{27} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} & C_{37} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} dTt_3 \\ dPt_3 \\ dTt_4 \\ dPt_4 \\ dTt_5 \\ dPt_5 \\ dTt_6 \\ dPt_6 \end{bmatrix} \quad (7)$$

본 연구에 대한 결합계수행렬은 구성요소의 결합이 1~10% 범위까지 발생하였을 때의 측정 변수값들에 대하여 구하였으며, 임의의 측정 변수들에 대한 결합 예측은 계수의 선형성을 이용하여 자연 삼차 스플라인 기법을 통해 구해내었다.

Figure 2는 압축기의 성능저하, Fig. 3은 가스 발생기 터빈의 성능저하, 그리고 Fig. 4는 동력 터빈의 성능 저하를 각각 고도 변화 별로 예측하였으며, GSP를 통한 예측치와 비교하여 오차율로 나타낸 것이다. 설계점 및 다섯 개의 고도 변화에 따른 탈설계 영역에서의 성능저하 예측 결

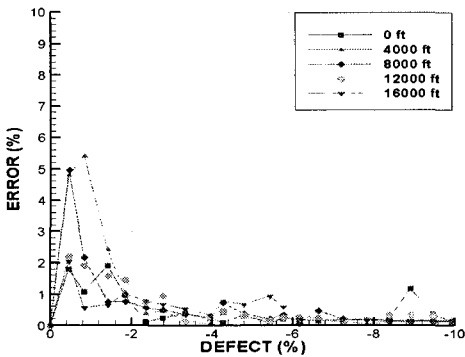


Fig. 2 Actual Error (Compressor)

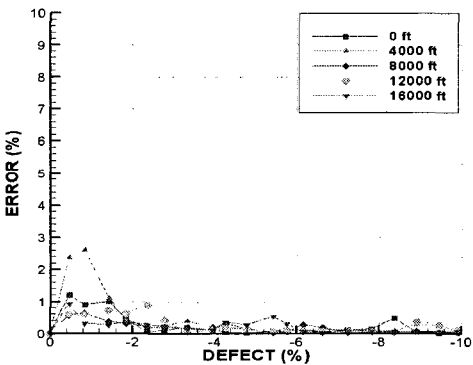


Fig. 3 Actual Error (G.G. Turbine)

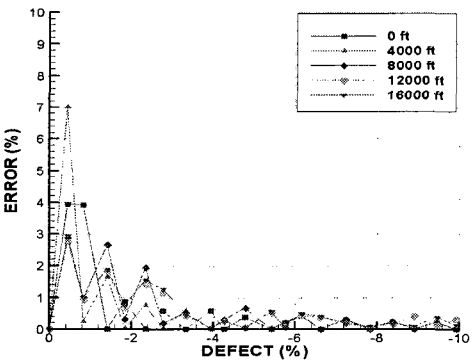


Fig. 4 Actual Error (Power Turbine)

과, 1%미만의 결함에서 발생되는 최대오차로는 압축기 5.4% (rms 오차 2.63%), 가스발생기 터빈 2.8% (rms 오차 1.19%), 동력터빈 7% (rms 오차 2.03%)를 가지며, 그 외 영역에 대해서는 1%미만의 오차로 신뢰성을 보여주었다.

4. 결 론

본 연구에서는 터보축 엔진의 설계점 및 고도 변화에 따른 탈 설계점 영역에서의 단일 성능저하를 정량적으로 예측하였다. 가스경로해석을 적용하여 획득한 데이터의 선형성을 바탕으로 결함 예측을 하였으며, 신뢰성 있는 결과를 확인하였다.

후 기

본 연구는 스마트 무인기 기술개발사업의 일환으로 지원 수행된 연구의 일부이며, 연구를 지원해주신 산업자원부 및 한국항공우주연구원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 추동호, "가스터빈엔진의 실용적인 성능진단 기법 개선", 인하대학교 항공공학과 석사학위 논문, 1997
2. Saravanamuttoo, H.I.H., "Gas Path Analysis for Pipeline Gas Turbines", Symposium on Gas Turbine Operation and Maintenance National Research Council of Canada, 1974
3. Urban L.A., "Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring", Journal of Aircraft, Vol 10, No. 7, 1973, pp.400-406