

열역학적 민감도를 이용한 스마트 무인기용 터보축 엔진의 성능진단 연구

이대원* · 노태성** · 최동환**

Study of Performance Diagnostics of Turbo-Shaft Engine for SUAV Using Thermodynamic Sensitivity

Daewon Lee* · Taeseong Roh** · Dongwhan Choi**

ABSTRACT

The operation of a gas-turbine engine gradually deteriorates the performance of its main components and often generates the defects of its components. The GPA method has been usually used for the diagnosis of the deterioration. In this study, the diagnostic code of the engine performance using the thermodynamic sensitivity between the sensed parameters and the health parameters has been developed without an application of the commercial program. The single performance deterioration of the turbo-shaft engine for SUAV has been estimated with this code.

초 록

가스터빈 엔진은 작동시간이 축적됨에 따라 엔진 주요부품의 성능이 점차적으로 저하되며, 내부 구성부품 사이에 결함이 발생하기도 한다. 이러한 엔진의 손상여부를 진단하기 위해 가스경로해석(GPA, Gas Path Analysis)이 사용되고 있다. 본 연구에서는 상용 프로그램에 의존하지 않고, 각 성능 변수들과 측정 변수들과의 열역학적 민감도를 이용하여 엔진성능진단 코드를 개발하였으며, 스마트 무인기용 터보축 엔진에 적용하여 엔진의 단일 성능 저하를 예측하여 보았다.

Key Words: Performance diagnostic of Engine(엔진성능진단), Thermodynamic Sensitivity(열역학적 민감도), Health Parameter(성능 변수), Sensed Parameter(측정 변수)

1. 서 론

가스터빈 엔진의 성능은 작동시간이 축적됨에

따라 엔진 주요부품의 성능이 점차적으로 저하되며, 예기치 않은 외란으로 내부 구성 부품의 결함이 발생하기도 한다. 엔진이 주로 손상되는 부분은 압축기 및 터빈으로 주 원인으로는 압축기의 경우 마찰에 의한 파임 및 침식이 있고, 터빈의 경우 고온과 고RPM의 원심응력으로부터

* 인하대학교 공과대학원 항공공학과

** 인하대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: dwchoi@inha.ac.kr

오는 블레이드의 비틀림이나 휘어짐 등이 있다. 그밖에 베어링 마모에 의한 회전축의 효율 감소와 연소기에서의 효율 감소 등이 있다. 이러한 엔진의 손상 여부를 진단하기 위해 다양한 진단기법들이 그동안 개발·적용되어 왔는데, 최근에는 이러한 진단기법 중에 하나인 가스경로해석(GPA: Gas Path Analysis)이 사용되고 있다[5,6]. 이 GPA를 이용하여 비교적 간단히 적용할 수 있는 모델링 방법으로 Sarabanamuttoo가 개발한 방법[4]과 Urban이 개발한 방법[7]이 있다. 그러나, GPA는 구체적으로 압축기나 터빈 블레이드 등에서 발생하는 구조적 문제로 인한 결함은 예측할 수 없으며, 단지 이를 전체적으로 열역학적인 효율손실과 유로 면적의 변화 등으로 모델링하여 성능을 예측한다.

본 연구에서는 상용 프로그램에 의존하지 않고, 각 성능 변수들과 측정 변수들과의 열역학적 민감도를 이용하여 엔진 성능진단 코드를 개발하였으며, 가장 기본이 되는 단일 성능 저하에 대한 예측을 시도하였다. 성능저하가 일어나는 부분은 압축기와 터빈만을 고려하도록 하였다.

2. 열역학적 민감도를 이용한 엔진 성능 진단

2.1 연구 대상 엔진

연구 대상 엔진으로는 스마트 무인기에 장착될 예정인 PWC-206C를 선정하였다. 대상 엔진은 1단의 원심 압축기, 1단의 가스발생기 터빈과 기계적으로 분리되어 있는 동력터빈을 가지고 있고, 엔진의 최대연속출력은 423 kW이다.

대상 엔진에 대한 실제 측정변수값과 성능변수값을 얻기 어려우므로, 엔진성능해석프로그램인 GSP를 사용하여 대상 엔진에 대한 모델을 구축하고, 구축된 모델로부터 가상적인 측정변수 및 성능변수값을 추출하도록 하였다. 엔진의 성능 진단을 위해 사용한 측정 변수 11개와 성능 변수 3개를 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Sensed and Health Parameters for performance diagnostics of engine

Description		Parameter
G.G. Turbine Spool Speed		N_{gt}
Power Turbine Spool Speed		N_{pt}
Combustion Inlet Temperature		T_{13}
Combustion Inlet Pressure		P_{13}
G.G. Turbine Inlet Temperature		T_{14}
G.G. Turbine Inlet Pressure		P_{14}
P. Turbine Inlet Temperature		T_{15}
P. Turbine Inlet Pressure		P_{15}
P. Turbine Exhaust Temperature		T_{16}
P. Turbine Exhaust Pressure		P_{16}
Fuel Mass Flow		\dot{m}_f
Efficiency	Compressor	η_c
	Gas Generator Turbine	η_{tg}
	Power Turbine	η_{tp}

Figure 1, 2는 설계점에서의 값을 기준으로 압축기 및 가스 발생기 터빈의 효율이 각각 3%씩 저하되었을 때 측정변수들의 변화량을 %로 나타낸 것이다.

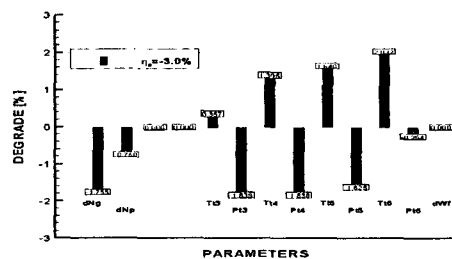


Fig. 1 Component degradation by compressor defect

압축기 성능이 3% 저하된 Fig. 1의 경우, 터빈 RPM을 포함한 각 부분에서의 전압력이 감소하고, 전온도는 증가하는 것을 볼 수 있다. 가스 발생기 터빈의 성능이 3% 저하된 Fig. 2의 경우에도 측정변수들이 압축기 성능이 저하된 경우와 비슷한 변화를 보이지만, 연소기 입구 전온

도가 Fig. 1의 경우와는 달리 감소하는 것을 볼 수 있다.

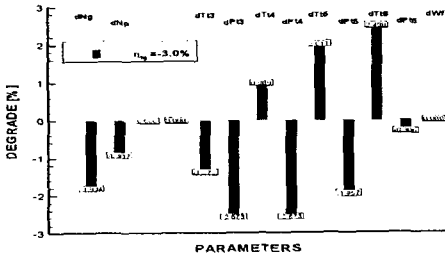


Fig. 2 Component degradation by G.G. turbine defect

2.2 엔진 성능 해석을 위한 열역학적 민감도

Figure 1, 2에서처럼 엔진성능이 저하된 부분에 따라 측정변수들이 각기 다른 비율로 감소 혹은 증가하는데, 이는 성능 저하요소의 특성과 열역학적 민감도에 의한 복합적인 영향으로 볼 수 있다. 본 연구에서는 이들 측정변수와 성능변수 사이의 관계식을 구함으로써, 측정변수들을 통해 성능변수를 예측하도록 하였다.

성능 변수를 측정변수에 대한 함수라고 가정할 때, 이를 다음과 같이 표현하도록 한다.

$$Y_i = f_i(X_j) \quad (1)$$

$$\begin{pmatrix} Y_i : \text{health parameters} \\ X_j : \text{sensed parameters} \end{pmatrix}$$

따라서, 성능변수를 측정변수의 미소변화에 대한 형태로 표현하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$dY_i = \frac{\partial Y_i}{\partial X_j} dX_j = \frac{\partial}{\partial X_j} [f_i(X_j)] dX_j \quad (2)$$

$$\begin{pmatrix} dY_i = Y_{i,degraded} - Y_{i,nominal} \\ dX_j = X_{j,degraded} - X_{j,nominal} \end{pmatrix}$$

식 (2)를 이용하여 성능변수인 압축기 효율계수를 측정변수에 관한 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} d\eta_c &= \frac{\partial \eta_c}{\partial X_j} dX_j = \frac{\partial \eta_c}{\partial \pi_c} \frac{\partial \pi_c}{\partial X_j} dX_j \\ &= \frac{\partial \eta_c}{\partial \pi_c} \left[\sum_m \frac{\partial \pi_c}{\partial N_m} dN_m + \sum_n \left(\frac{\partial \pi_c}{\partial T_n} dT_n + \frac{\partial \pi_c}{\partial P_n} dP_n \right) + \frac{\partial \pi_c}{\partial n_g} dn_g \right] \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{pmatrix} m : gt, pt \\ n : 13, 14, 15, 16 \end{pmatrix}$$

식 (3)의 RPM에 관한 항($\frac{\partial \pi_c}{\partial N_m} dN_m$)은 열역학적 관계를 식으로 표현하기 어려우므로, GSP로부터 얻은 11개의 데이터 Set을 통해 이 항의 값을 구해내도록 하였다. 이렇게 구한 값을 최소자승법을 이용하여 각각 1~4차까지의 dN_m 에 대한 다항식으로 나타내었다.

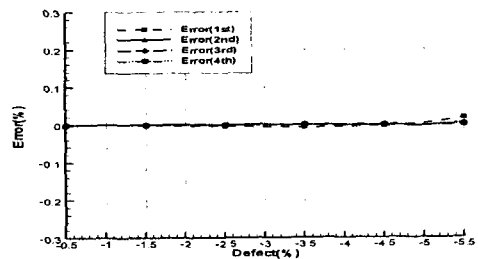


Fig. 3 Error between data and calculated value

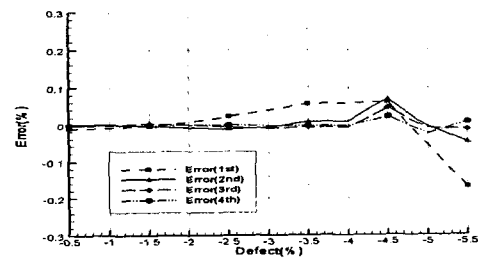


Fig. 4 Error between data and calculated value

Figure 3, 4는 주어진 식을 구하기 위해 사용한 데이터 Set에 대한 성능변수의 오차를 나타낸 것이다. Figure 3의 압축기 성능이 저하된 경우, 최대 오차는 0.02%으로 최소자승법 1차식으로도 성능변수를 잘 예측하고 있음을 보여준다. 가스 발생기 터빈의 성능이 저하된 Fig. 4의 경우, 최소자승법 2차식 이상에서 최대오차 0.1% 이내로 성능변수 변화를 예측하고 있다.

2.3. 열역학적 민감도를 이용한 성능 변수 변화량 예측

앞에서 얻은 식을 이용하여 압축기 및 가스 발생기 터빈의 성능이 임의로 저하된 경우에 대한 성능변수 변화량을 예측하도록 하였다. -0.3% ~ -9.8%까지 총 21가지 경우에 대해 예측한 결과

를 Fig. 5, 6에 나타내었다.

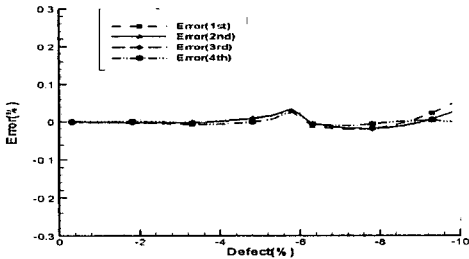


Fig. 5 Error between η_c and calculated η_c

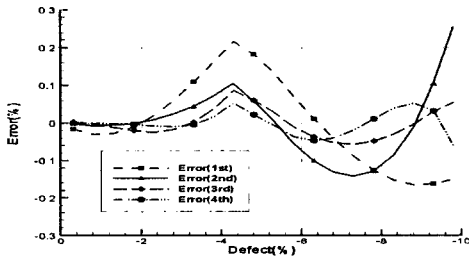


Fig. 6 Error between η_g and calculated η_g

Figure 5의 압축기 성능이 임의로 저하된 경우, 최대오차 0.05% 이내로 성능변수의 변화량을 예측하고 있다. Figure 6의 가스 발생기 터빈 성능이 임의로 저하된 경우, Fig. 5에 비해 상대적으로 큰 오차를 보이고 있으나, 최소자승법 3차식이상의 경우에는 최대오차 0.1% 이내로 성능 변수를 예측하고 있음을 알 수 있다.

3. 결론

엔진의 성능이 저하된 부분을 찾기 위해 측정 변수의 변화량으로부터 성능변수의 변화량을 구하여 성능이 저하된 부분을 찾도록 하였다. 측정 변수와 성능변수와의 관계는 열역학적 관계를 적용하여 성능변수의 변화량을 구하였다. RPM에 관한 항은 초기 GSP에서 얻은 데이터 Set을 이용하여 구하도록 하였으며, 최소자승법을 통한 1~4차식으로 표현하였다. 이렇게 얻은 관계식을 가지고, 임의의 성능이 저하된 경우의 성능변수의 변화량을 예측하였다. 예측 결과 데이터와의

오차가 0.1% 이내로 엔진성능저하에 대한 예측이 가능함을 확인하였다. 추후에 이 관계식을 이용하여 엔진의 여러 부분에서 성능이 동시에 저하된 경우에 대해서 연구가 진행될 예정이다.

참고 문헌

1. 김수미, 오세운, 홍용식, "산업용 가스터빈의 실제적인 부분부하 성능예측방법", 한국항공우주학회지, 제23권, 제3호, pp.57-63, 1995
2. 추동호, 홍용식, "가스터빈 엔진의 실용적인 성능진단 해석기법", 한국항공우주학 춘계학술대회 논문집, pp.135-139, 1996
3. 공창덕, 고성희, 기자영, "신경회로망을 이용한 가스터빈 엔진의 지능형 성능진단에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제32권, 제3호, pp.51-57, 2004
4. Saravanamuttoo, H.I.H., "Gas Path Analysis for Pipeline Gas Turbines", Symposium on Gas Turbine Operation and Maintenance National Research Council of Canada, 1974
5. Grewal, M.S., "Gas Turbine Engine Performance Deterioration Modeling and Analysis.", Ph.D Thesis, Cranfield Institute of Technology, England, 1988
6. Connolly, J.A.N., "Gas Path Analysis Parametric Study for Gas Turbine Engine Diagnostics.", MSc Thesis, Cranfield Institute of Technology, England, 1985
7. Urban, L.A., "Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring", Journal of Aircraft, Vol. 10, No. 7, pp.400-406, 1973
8. 추동호, "가스터빈엔진의 실용적인 성능진단 기법 개선", 인하대학교 항공공학과 석사학위 논문, 1997