

# 열역학적 민감도를 이용한 터보축 엔진의 성능진단 연구

이대원\* · 노태성\*\* · 최동환\*\*

## A Study on Performance Diagnostics of Turbo-Shaft Engine Using Thermodynamic Sensitivity

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

### ABSTRACT

Because of accumulation of operation time, the performance of main components(compressor, combustor, turbine, etc.) come to be deteriorated in gas-turbine engine. So, high reliability and minimum of expense are important problem for engine manufacturer and user in operation of gas-turbine engine. 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 has been estimated with this code.

### 초 록

가스터빈 엔진은 운용시간이 축적됨에 따라 압축기, 연소기, 터빈 등 엔진의 여러 핵심 구성요소의 성능이 저하하게 된다. 따라서, 가스터빈 엔진의 운용에 있어서 높은 신뢰성과 운용비용의 최소화는 엔진 제작자나 사용자 모두에게 있어 중요한 문제이다. 본 연구에서는 상용 프로그램에 의존하지 않고, 각 성능 변수들과 측정 변수들과의 열역학적 민감도를 이용하여 엔진성능진단 코드를 개발하였으며, 터보축 엔진에 적용하여 엔진의 단일 성능 저하를 예측하였다.

**Key Words:** Thermodynamic Sensitivity(열역학적민감도), Single Performance Deterioration(단일성능 저하), Performance Diagnostic of Engine(엔진성능진단), Health Parameter(성능 변수), Sensed Parameter(측정 변수)

### 1. 서 론

가스터빈 엔진은 운용시간이 축적됨에 따라 압축기, 연소기, 터빈 등 엔진의 여러 핵심 구성 요소 성능이 저하하게 된다. 성능이 저하된 엔진의 정비 작업 시간은 정비공장에서 조립될 구성 요소의 선정에 따라 크게 좌우되며, 소요 비용은 과도한 수리와 교체가 가급적 빨리 일어나지 않

\* 인하대학교 항공공학과 대학원

\*\* 인하대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: aerowony@hanmail.net

고 급속한 성능 저하가 일어나지 않는 범위 내에서 작업 범위 및 그 정도에 따라 결정된다. 따라서, 가스터빈 엔진의 운용에 있어서 높은 신뢰성과 운용비용의 최소화는 엔진 제작자나 사용자 모두에게 있어 중요한 문제이다.

가스터빈 엔진의 성능진단 예측에 관한 기술은 엔진의 상태를 효과적으로 진단하여 엔진 전체를 분해하지 않고도 확실한 결함구성요소를 찾아 제거할 수 있게 하여 문제 발견에서부터 해결까지의 필요한 시간을 줄이고 그 결과 비용도 절감할 수 있게 한다[1].

엔진의 성능진단 예측에 관한 기법으로는 측정변수로부터 열역학적 해석을 기초로 엔진 각 부품의 성능과 전체 엔진의 성능변화를 평가하는 수학적 방법인 가스 경로 해석(Gas Path Analysis)이 널리 사용되고 있으며, Urbans와 Saravanamuttoo가 제안한 방법이 있다[2-3]. 국내에서도 이러한 기법을 적용하여 연구한 사례가 있으며 최근에는 유전자 알고리즘이나 신경회로망을 적용한 기법 등이 연구되고 있다[4-5].

본 논문에서는 측정변수들의 열역학적 민감도를 이용하여 설계점 및 탈 설계점 영역에서 터보축 엔진의 단일 구성 요소의 성능저하에 대한 정량적 예측을 시도하였다. 연구 결과는 추후 엔진의 복합적인 구성 요소의 성능 저하 예측을 위한 기본 자료로 사용토록 하였다.

## 2. 측정 변수 및 열역학적 민감도

### 2.1 측정 변수와 성능변수

가스터빈 엔진의 각 부분에서 측정된 측정변수(전온도, 전압력, 회전수, 연료질량유량)를 이용하여 각 구성요소의 성능변수(등엔트로피 효율)의 저하량을 예측하도록 하였다. 실제 가스터빈 엔진에 대한 측정변수값 및 성능변수값을 얻기 어려우므로, 가스터빈 엔진의 성능 해석을 위한 상용 프로그램 GSP를 사용하여 필요한 자료를 얻도록 하였다. Table 1은 본 연구에서 가정한 측정변수 및 성능변수를 나타낸 것이다.

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

Description		Parameter
G.G. Turbine Spool Speed		$N_{gr}$
Power Turbine Spool Speed		$N_{pr}$
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	$\eta_c$
	Gas Generator Turbine	$\eta_g$
	Power Turbine	$\eta_p$

본 연구에서 제시한 엔진 성능 저하 예측 기법으로는 외부 이물질 등의 흡입에 의한 블레이드의 손상, 장기간 운용에 따른 열응력·열부식의 블레이드의 손상 등 성능 저하의 구체적인 원인에 대해서는 알 수 없다. 다만, 성능저하가 일어난 엔진 구성요소 및 그 정량적인 크기를 예측하여 정비가 필요한 구성요소의 위치 및 그 적절한 시기를 제공할 수 있어 엔진 정비에 따른 소요 비용을 감소시킬 수 있을 것으로 고려된다.

### 2.2 열역학적 민감도

Fig.1과 Fig.2는 터보축 엔진의 설계점(지상고도) 및 탈설계점(고도2km)에 대하여 압축기 성능 저하에 대한 측정변수들의 민감도를 나타낸 것이다. 터빈 입구 온도(TIT) 및 동력 터빈의 회전수를 고정시킨 경우이므로,  $T_{14}$  및  $N_p$ 의 저하량은 0이다.

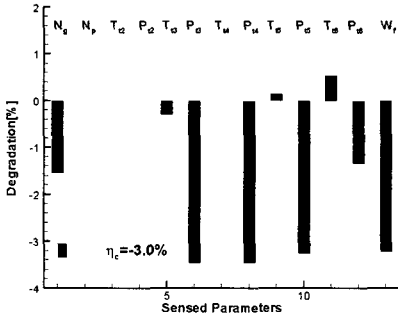


Fig. 1 Sensed Parameter Degradation by Compressor Defect (Design Point)

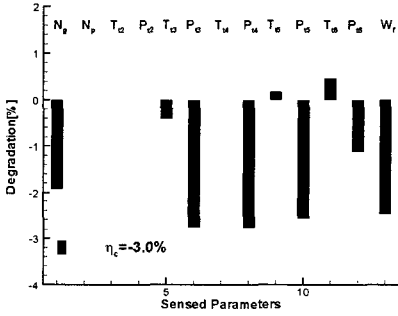


Fig. 2 Sensed Parameter Degradation by Compressor Defect (Off-Design Point)

Fig. 1~2에서 같은 성능 저하량에 대해서도 엔진의 운용조건(비행고도)에 따라 추정변수들의 저하량이 달라지는 것을 확인할 수 있다. 또한, 성능이 저하된 구성요소의 위치에 따라서도 추정변수들의 저하량이 달라짐을 확인할 수 있는데, 이는 성능 저하요소의 특성과 열역학적 민감도에 의한 복합적인 영향으로 고려된다. 본 연구에서는 이들 추정변수와 성능변수 사이의 민감도를 열역학적 관계식으로 구함으로써, 추정변수들을 통해 성능변수를 예측하도록 하였다.

### 3. 엔진 성능 저하 예측을 위한 알고리즘

성능 변수를 추정변수에 대한 함수라고 가정하고, 다음과 같이 표현하도록 한다.

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

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

성능변수를 추정변수의 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)의 경우,  $dX_j$ 의 크기가 작게 유지되어야 하지만, 실제로 그렇게 유지하는 것은 쉽지 않다. 따라서, 다음과 같은 새로운 변수를 도입하도록 한다.

$$dZ_j = \frac{X_{j,degraded} - X_{j,nominal}}{X_{j,nominal}} \quad (3)$$

식 (3)의 변수를 사용하는 경우, 그 크기가 작게 유지될 수 있으므로, 식 (2)를 적용하여 사용하기 쉽게 된다. 식 (3)을 적용하여 식 (2)를 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} dY_i &= \frac{\partial Y_i}{\partial X_j} dX_j = \frac{\partial}{\partial X_j} [f_i(X_j)] dX_j \\ &= \left[ \frac{\partial f_i(Z_j)}{\partial Z_j} \frac{\partial Z_j}{\partial X_j} \right] [X_{j,nominal} dZ_j] = \frac{\partial f_i(Z_j)}{\partial Z_j} dZ_j \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{pmatrix} dY_i = Y_{i,degraded} - Y_{i,nominal} \\ dZ_j = [X_{j,degraded} - X_{j,nominal}] / X_{j,nominal} \end{pmatrix}$$

식 (4)의 관계를 이용하여 압축기 효율 저하에 대한 관계식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} d\eta_c &= \frac{\partial \eta_c}{\partial Z_j} dZ_j = \frac{\partial \eta_c}{\partial \pi_c} \frac{\partial \pi_c}{\partial Z_j} dZ_j \\ &= \frac{\partial \eta_c}{\partial \pi_c} \left[ \sum_m \frac{\partial \pi_c}{\partial N_m} dN_m + \sum_n \left( \frac{\partial \pi_c}{\partial T_n} dT_n + \frac{\partial \pi_c}{\partial P_n} dP_n \right) + \frac{\partial \pi_c}{\partial m_f} dm_f \right] \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{pmatrix} m : gt, pt \\ n : t3, t4, t5, t6 \end{pmatrix}$$

식 (5)의 압축기 회전수에 관한 항  $\left( \frac{\partial \pi_c}{\partial N_m} dN_m \right)$ 은 열역학적 관계를 식으로 이끌어내기 어려우므로, GSP로부터 얻은 데이터 Set을 통해 주어진 조건에서 압축기 회전수에 관한 항의 값을 구해내도록 하였다. 구한 값은 자연스플라인을

이용한 3차 다항식으로 나타내도록 하였다.

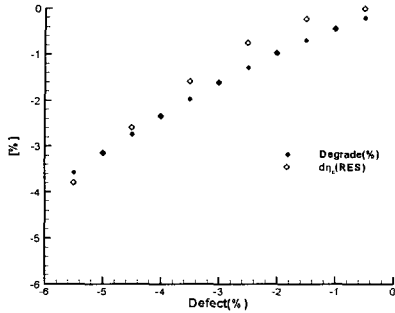


Fig. 3 Health Parameter Degradation by Compressor Defect (Design Point)

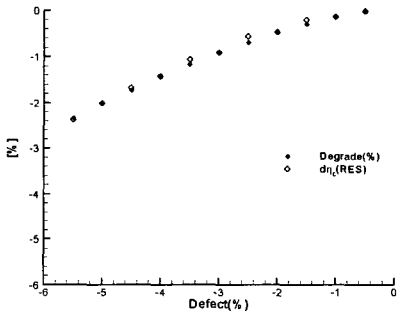


Fig. 4 Health Parameter Degradation by Compressor Defect (Off-Design Point)

Fig. 3은 설계점(지상고도)에서 압축기 성능 저하 예측에 대한 결과이고, Fig. 4은 고도 2km의 탈설계점 영역에서 압축기 성능 저하 예측에 대한 결과이다. 압축기 회전수에 관한 항을 자연스플라인 함수로 나타내기 위해 6개의 데이터 Set를 이용하였다. 검은 원으로 표시된 것은 GSP 모델로부터 얻은 실제 성능 저하량이며, 흰 원은 위 관계식을 이용하여 얻은 성능저하량이다. 두 원이 일치하는 지점은 자연스플라인을 구하기 위해 사용한 6개의 데이터 지점이다. 설계점에서의 성능 저하 예측이 탈 설계점에서의 성능 저하 예측에 비해 -1.0~-3.0% 범위에서 상대적으로 오차가 크게 발생함을 확인하였다. 그 이외의 영

역에서는 두 가지 경우 모두 신뢰성 있게 예측하고 있음을 확인할 수 있다.

#### 4. 결론

터보축 엔진의 설계점 및 탈설계점 영역에서 단일 성능 저하에 대한 예측을 시도하였다. 성능 저하량은 열역학적 민감도를 이용하여 구하도록 하였으며, RPM에 관한 항은 GSP로부터 얻은 데이터 Set을 이용하여 자연스플라인 함수로 나타내었다. 예측 결과 설계점 및 탈 설계점에서 단일 성능 저하에 대해 신뢰성 있는 예측을 하고 있음을 확인할 수 있다.

#### 후기

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

#### 참고 문헌

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, pp.400-406, 1973
4. 공창덕, 고성희, 기자영, 강명철, "신경회로망을 적용한 가스터빈 엔진의 성능진단 연구", 한국항공우주학회지 추계학술대회 논문집, 2004년 4월, 제32권 제3호, PP.51-57
5. 추동호, 홍용식, "가스터빈 엔진의 실용적인 성능진단 해석기법", 한국항공우주학 춘계학술대회 논문집, pp.135-139, 1996