

# 터보팬 엔진의 축류압축기 서지가 엔진성능에 미치는 영향

오창용\* · 구자예\*\*

## Effects of Axial Flow Compressor Surge on the Performance of Turbofan Engine

Chang-Yong Oh\* · Ja-Ye Koo\*\*

### ABSTRACT

This thesis has analyzed the effect of the surge happening in flight on the engine performance, especially on the PW4000 turbofan engine. It is to be judged that the flight surge can occur more often at the time of takeoff than it does en route due to the fact that the engine parameters are prone to fluctuate. EPR is judged to be the most highly sensitive parameter responding when surge occurs. Both Engine rpm and Wf decrease almost simultaneously just like an EPR. During the take-off rolling, N1 vibration is more sensitive than the N2 vibration. Consequently, the surge can be detected by EGT increase, while the other parameters (EPR, rpm, Wf, etc) decrease.

### 초 록

본 연구에서는 비행 중 PW4000 엔진의 축류압축기에서 발생된 서지 현상이 엔진성능에 미치는 영향에 대하여 연구하였다. 이륙조건에서는 항공기의 엔진성능이 급격히 변화하므로 순항할 때 보다 자주 서지가 발생할 수 있다고 판단된다. EPR은 서지 발생과 동시에 급격히 저하하는 것으로 나타나 민감도가 가장 컸다. 엔진 rpm과 Wf도 EPR과 거의 동일한 경향이었으며, Vibration 변화는 크지 않았으나 N1 Vibration 변화가 상대적으로 크게 나타났다. 따라서 비행 중 EPR, N1 rpm, Wf 값이 급격히 저하되고 EGT가 비선형적으로 상승하는 상태를 서지 발생 감지에 적용할 수 있을 것으로 판단된다.

Key Words: EPR(엔진압력비), EGT(배기가스온도), rpm(엔진 회전수), Wf(연료유량)

### 1. 서 론

축류압축기는 대부분의 항공용 가스터빈 엔진

에 사용되고 있을 뿐만 아니라 산업용과 선박용 가스터빈 엔진에서도 널리 사용되고 있다. 축류압축기는 대량의 공기를 처리할 수 있고, 높은 압력비를 얻을 수 있기 때문에 고성능 대형엔진에 유리한 반면 작동 불안정성으로 인하여 발생하는 서지현상은 가스터빈 엔진의 안정된 작동을 제한하고 있다[1]. 서지현상은 연소정지뿐만

† 2008년 10월 8일 접수 ~ 2009년 4월 20일 심사완료

\* 정회원, (주)대한항공 항공기술훈련원

\*\* 종신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail: jykoo@kau.ac.kr

아니라 부품의 손상, 출력의 손실 등 엔진성능에 직접적인 영향을 미친다. 또한 이륙 상태에서 발생하는 서지는 큰 폭음을 동반할 뿐만 아니라 항공기 유실이나 승객의 생명을 잃게 할 수 있을 만큼 위험하다. 압축기 서지는 엔진성능의 전반에 걸쳐 큰 영향을 주게 되므로 비행안전 측면에서 매우 중요하다. 그러나 비행 중 시시각각으로 변하는 고도와 자세, 속도, 대기 온도와 압력과 같은 여러 변수들의 함수관계를 실험을 통하여 압축기 서지에 대하여 연구하는 것은 많은 한계를 가지고 있다. 압축기 서지에 따르는 영향을 파악하기 위해서는 실제 비행 중에 발생된 서지에 대한 연구가 매우 필요하다. 따라서 본 논문에서는 실제 비행 중에 실시간으로 측정된 엔진성능 파라미터를 분석하여 압축기 서지가 엔진성능에 미치는 영향에 대하여 연구하였다.

## 2. 연구대상 및 방법

### 2.1 PW4000 엔진 제원

이 엔진은 P&W사에서 제작한 고 바이패스비 터보팬 엔진으로서, B747-400, B767-200/300, MD-11, A300-600, A310-300 등의 항공기에 장착되어 운용된다. 최대추력은 52,000 ~ 62,000 lbs이며, 두 개의 독립된 로터로서 저압축과 고압축으로 작동되는 2축 구조이다. 압축기는 5단 저압압축기와 11단 고압압축기로 구성되며, 터빈은 2단 고압터빈과 4단 저압터빈으로 구성된다. 이 엔진의 제원을 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Engine Configuration [3]

Engine Type	Axial Flow, Turbofan
Bypass Ratio	5.0 : 1
Length	154.0 inch (391.16 cm)
Fan Blade Dia.	0.75 inch (1.9 cm)
Weight (wet)	11,500 lbs (5216 kg)
Compressor	Two Spool (LPC+HPC)
Combustor	Annular Type
Turbine	Split (HPT+LPT)

### 2.2 연구 방법

본 논문은 B747-400 항공기가 비행 중에 발생된 4건의 압축기 서지에 대하여 연구하였다. 대상 엔진은 서지 징후가 보고된 엔진으로 선정하였고, 편의상 A, B, C, D로 구분하였다(Table 2). 데이터는 QAR(Quick Access Recorder)의 엔진성능 파라미터를 추출하여 분석하였다. 비행 중에 발생한 비정상 파라미터를 분석하여 서지 여부를 판별하고, 서지의 경향성을 파악하였다. 또한 서지 순간의 엔진 파라미터 상태를 분석하여 서지가 엔진성능에 미치는 영향을 고찰하였다.

Table 2. Engine Status for Study

엔진명	서지 징후	비행 상태
A	'쿵' 소리 발생	Take-off
B	'쿵' 소리 발생	Take-off
C	'북' 소리 발생	Take-off
D	엔진계기 요동	Landing

## 3. 엔진성능 파라미터

### 3.1 엔진 압력비(Engine Pressure Ratio)

비행 중인 항공기 엔진의 실제 추력을 측정하기는 불가능하기 때문에 rpm이나 EPR 변수를 이용하여 추력을 제어한다. PW4000 엔진은 추력의 척도로서 EPR 방식을 사용하고 있으며, EPR은 엔진으로 유입되는 공기의 압력( $P_{t2}$ )과 배기노즐에서 방출되는 압력( $P_{t4.95}$ )의 비로서 표현된다 [3].

$$EPR = \frac{P_{t4.95}}{P_{t2}}$$

엔진 추력은 조종석의 추력레버 조작에 의해 공회전에서 이륙까지 EPR 계기의 변화에 따라 제어된다. 공회전 때의 EPR은 1.007이고, 추력은 2,100 lbs이다. 이륙 때의 EPR은 1.57 이고, 추력은 56,000 lbs이다. 고도 35,000 ft에서 마하 0.8로 순항할 때의 EPR은 1.30 이고, 이때의 추력은 9,000 lbs이다. Fig. 1은 표준대기 상태의 수정추력에 대한 EPR의 운용한계를 나타내고 있다[4].

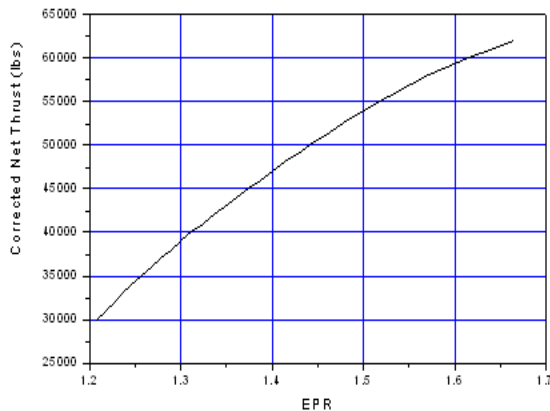


Fig. 1 EPR Limit of PW4000 Engine

Table 3. Engine Specifications [3]

Parameter	Operating Condition		
	Idle	Take-off	Cruise
Thrust(lbs)	2,100	56,000	9,000
EPR*	1.007	1.57	1.30
N1 rpm	707	3,506	3,100
N2 rpm	6,000	9,800	8,700
EGT(°C)**	340	510	340
CPR***	3.3 : 1	27.8 : 1	28.3 : 1
TSFC****	0.69	0.34	0.59

\*engine pressure ratio, \*\*exhaust gas temperature, \*\*\*compressor pressure ratio, \*\*\*\*thrust specific fuel consumption

### 3.2 엔진 회전수(Engine rpm)

저압 압축기와 저압 터빈이 연결된 축의 회전수를 N1 rpm, 고압 압축기와 고압 터빈이 연결된 축의 회전수를 N2 rpm이라 하며, 항공기 계기에는 % rpm으로 표시된다. 공회전(Idle) 상태의 N1 rpm은 19.2%(707 rpm)이고, N2 rpm은 57.4%(6,000 rpm)이다. 이륙 상태에서의 N1 rpm은 97.5% (3,506 rpm)이고, N2 rpm은 99% (9,800 rpm)이다. 35,000 ft에서 마하 0.8로 순항할 때의 N1 rpm은 86%(3,100 rpm) 이고, N2 rpm은 88%(8,700 rpm) 이다[4].

### 3.3 배기가스온도(Exhaust Gas Temperature)

EGT는 엔진 작동상태를 가늠하는 매우 중요한 요소로서 TEC(Turbine Exhaust Case)에 장착된 4개의 열전대(Tt4.95 Probe)에서 얻어지는 평

균온도이다. 지상에서 엔진 시동시 허용한계는 535°C이고, 이륙할 때에는 5분간 654°C까지 허용되며, 최대연속출력으로 작동될 때는 629°C까지 허용된다. 만일 EGT가 Table 4에 정해진 한계를 초과할 경우에는 엔진 과열상태로 간주되며, 온도수준, 경과시간과 엔진 작동상태에 따라 적절한 조치를 취해야 한다[4].

Table 4. EGT Limits of PW4000 Engine[4]

Condition	Time Limit	Max. EGT
Take-off	5 Minutes	654°C
Max. Continuous	Continuous	629°C
Starting(on Ground)	-	535°C
Starting(on Flight)	-	654°C
Acceleration	-	654°C
Max. Reverse	-	654°C

### 3.4 연소실 압력(Pb)

연소실의 압력변화는 엔진성능과 연소특성에 영향을 주게 된다. 이론적으로는 연소실 입구와 출구압력이 일정하지만 실제로는 압력강하가 나타난다. 이것은 연소실 벽면의 마찰과 가열에 의한 가속 즉 체적팽창에 의해서 생기게 된다. PW4000 엔진의 이륙출력 상태에서 연소실 입구 압력은 409 psi이고 출구압력은 400 psi 정도이며, 운영한계는 별도로 정해져 있지 않다[3].

### 3.5 연료유량(Wf)

엔진 전자제어장치(EEC)는 대기압력, 연소실 압력, 대기온도, 엔진 회전수 그리고 추력레버의 상태를 감지하여 FMU(Fuel Metering Unit)로 신호를 보내어 연소실에 공급되는 연료유량을 제어한다. 연료유량은 공회전(Idle)일 때 1,090 pph이고, 이륙출력에서는 19,500 pph가 소모된다. 또한 고도 35,000 ft에서 마하 0.8로 순항하는 상태에서는 5,300 pph의 연료가 소모된다[3].

### 3.6 엔진 축 진동(Vibration)

엔진의 진동은 팬 케이스에 장착된 가속도계에 의해서 감지한다. 진동은 회전에 따라 비대칭적인 질량에 따라 발생하는 현상이며, 압축기의

진동은 터빈까지 영향을 줄 수 있다. 질량의 불균형은 일정한 속도에 이르면 속도와 관계없이 일정하기 때문에 회전수의 증감에 따라 선형관계로 나타나지 않는다. N1 rpm처럼 낮은 주파수를 측정하기 위해서는 MILS 단위를 사용하고, N2 rpm과 같은 고주파수를 측정하기 위해서는 진동속도를 측정한다. N1 진동은 4.0 Unit(4 mils single Amplitude)까지, N2 진동은 2.5 Unit (1.25 inch/sec)까지 허용된다[4].

#### 4. 압축기 서지

터보팬 엔진의 압축기 서지는 종종 발생하는 현상이다. 압축기 서지가 발생하면 압축기의 작동 불안정성 때문에 큰 폭음과 진동이 수반하게 된다. [1]. 압축기 불안정성의 근본적인 원인은 압력비를 높이기 위해서 단수가 늘어나면 작동이 불안정하게 되어 빈번히 실속 현상을 일으키게 된다. 실속은 부분적인 현상이지만 압축기 전체에 걸쳐 발생하는 것을 서지라고 한다[2].

Figure 2의 PW4000 엔진의 저압 압축기 성능 선도를 보면, 이륙을 위한 공회전(Idle) 가속과정에서 서지한계선에 접근하다가 지속적으로 멀어져 안정 작동을 하게 된다. 그러나 이륙 후 출력 감소과정에서는 작동선이 서지 한계선과 가까워지기 때문에 서지여유가 감소하게 되어 작동이 불안정하게 된다. Fig. 2와 Fig. 3에서 보듯이 일정한 회전속도에서 공기의 흐름량이 적어지면 서지한계선을 넘어서게 된다. 이를 통하여 일정한 rpm으로 작동될 때, 압축기의 공기 흐름량이 압력비와 서지에 직접적인 영향을 미치는 중요한 요소임을 알 수 있다. 공기흐름을 감소시키는 비행 자세, 추풍과 돌풍, 배기가스의 흡입, 급격한 엔진 가속, 블레이드나 베인이 손상되거나 오염된 경우에도 실속을 일으키게 한다[2]. 서지로 인한 순간적인 출력 감소나 상실은 비행 안전에 직접적인 위협 요인이 될 수 있으며, 폭음과 진동, 과도한 배기가스온도는 엔진을 파손시킬 수도 있다. 또한 고압 압축기는 Fig. 3과 같이 이륙을

위하여 출력을 상승하기 시작하는 시점에서는 축 방향의 공기속도는 일정한 상태에서 N2 rpm이 증가하므로 전방에서 받음각이 커져서 서지한계선과 가까워져 실속 가능성이 커지는 불안정한 작동상태가 된다. 그러나 이륙 후에 출력을 감소시킬 때는 서지 한계선과 멀어져 서지여유가 증가함에 따라 안정된 작동을 한다.

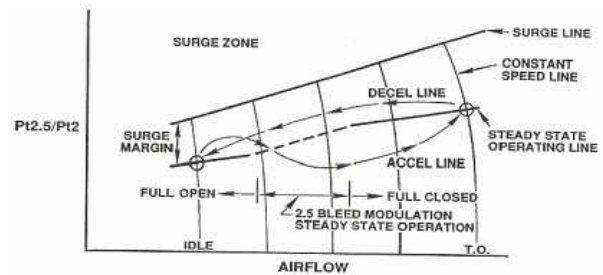


Fig. 2 PW4000 Engine LPC Map [3]

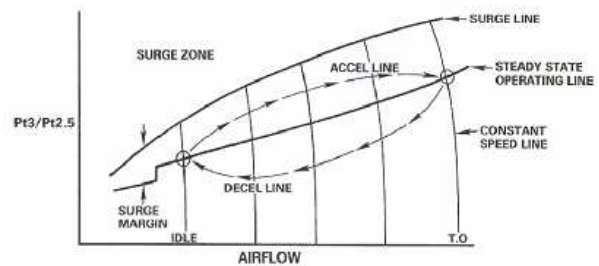


Fig. 3 PW4000 Engine HPC Map [3]

#### 5. 결과 및 고찰

##### 5.1 서지발생의 경향성

엔진성능 파라미터는 비행 상태와 대기환경 그리고 추력레버에 의해 변화한다. 여기서는 엔진 4대의 파라미터를 분석하여 압축기 서지시점을 파악하고, 파라미터 변화량과 추이를 통하여 서지 정도를 파악하였다. 'A'엔진은 1,034 ft 고도에서 서지가 발생했고, 'B'엔진은 2,054 ft 고도에서 1차 서지가 발생한 후 다시 6,186 ft 고도에서 2차 서지가 일어났다. 1차 서지는 자동적으로 회복되었지만, 2차 서지는 조종사의 조종에 의해서 회복된 서지였다. 'C'엔진은 1,966 ft 고도에서 서지가 발생하였다. 그러나 'D'엔진은 착

륙과정에서 역추력장치가 작동되는 동안 서지가 발생했다. 서지 발생시 EPR, N1 rpm, N2 rpm, Pb, Wf 값은 감소되는 경향을 보이고 있으나, EGT 및 N1, N2 축 진동은 다소 증가하는 것으로 나타났다. 특히, Pb와 Wf 값이 감소되고 있음에도 불구하고 EGT는 비선형적으로 상승하는 것으로 나타나고 있어 비행 중 서지발생을 감지할 수 있는 중요한 파라미터로 판단된다.

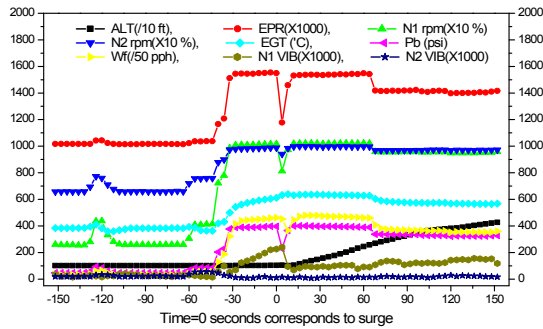


Fig. 4 Variation of 'A' Engine Parameters

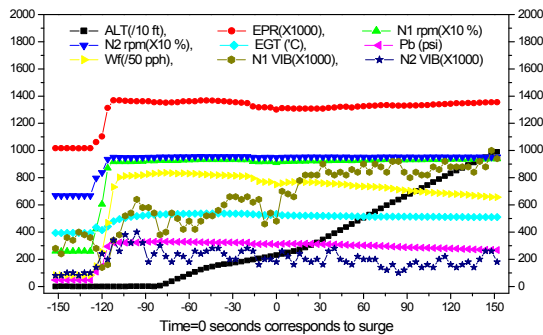


Fig. 5 Variation of 'C' Engine Parameters

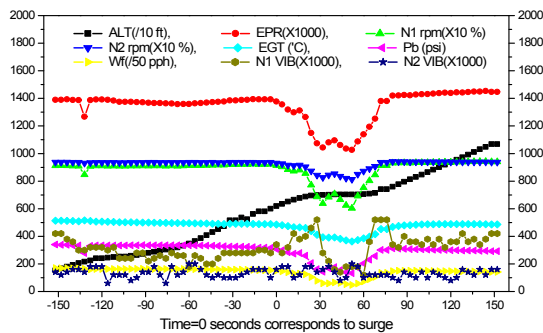


Fig. 6 Variation of 'B' Engine Parameters

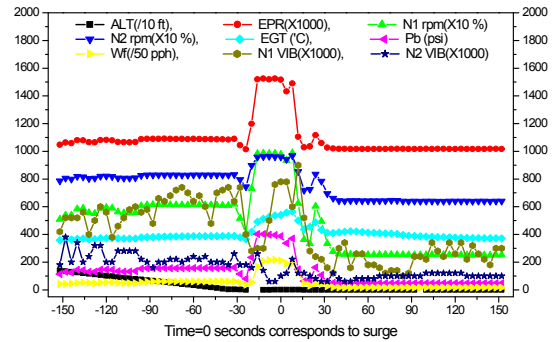


Fig. 7 Variation of 'D' Engine Parameters

## 5.2 엔진성능 파라미터 분석

### 5.2.1 비행고도의 영향

비행고도는 공기 밀도와 밀접한 관계를 갖고 있기 때문에 본 논문에서는 기압고도를 사용하였다. Fig. Y축은 기압고도이고, X축은 시간 변화로서 서지가 발생한 시점을 0으로 나타내었다. 'A, B, C' 엔진의 서지발생 원인은 고도 변화에 따른 유입 공기량의 급격한 변화에 기인한 것으로 판단된다. 또한, 'D' 엔진은 착륙과정에서 역추력 장치가 작동되는 순간에 유입공기량과 엔진 rpm의 불균형으로 발생된 것으로 판단된다.

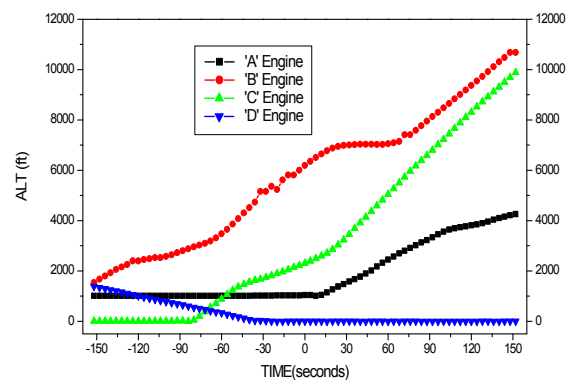


Fig. 8 Compressor Surge with Altitude Variation

### 5.2.2 엔진 압력비(EPR)의 변화

Figure 9의 X축은 시간 변화로서 서지가 발생한 시점을 0으로 나타내었으며, Y축은 EPR 변화량을 나타낸다. 'A'엔진은 서지발생 4초 만에 EPR이 1.549에서 1.178로 급격히 감소하다가 8초 만에 정상작동 상태로 회복되었다. 'B'엔진은

-138초에서 1차 서지가 발생하여 EPR이 1.387에서 1.267로 감소하다가 회복되었으며, 0초에서 2차 서지가 발생하여 EPR이 1.393에서 1.043으로 감소하다가 다시 1.026로 급격히 감소하였다가 약 28초 후에 정상적인 상태로 회복되는 양상을 보여주고 있는데, 이것은 서지 발생 후 조종에 따른 회복으로 판단된다. 'C'엔진은 16초에 걸쳐 EPR이 1.348에서 1.301으로 감소하다가 자동적으로 회복된 것으로 판단된다. 'D'엔진은 EPR이 1.09에서 1.519로 증가하는 과정에서 8초 동안 1.014로 감소했다가 1.516~1.525로 상승하여 16초 후에 1.431로 감소 후 다시 증가되다가 8초 후에 1.029로 급격히 감소하면서 정상상태로 작동되었다. 이 경우에는 EPR이 1.525인 시점부터 4초 동안 EPR이 감소된 부분에서 서지가 발생한 것으로 판단된다. 이처럼 EPR 계기의 반응이 매우 짧은 시간에 감소되었다가 회복될 경우에는 서지를 감지하거나 판단하기는 쉽지 않다. 하지만 그래프를 통하여 EPR은 짧은 시간 동안에 급격히 감소함을 알 수 있었다.

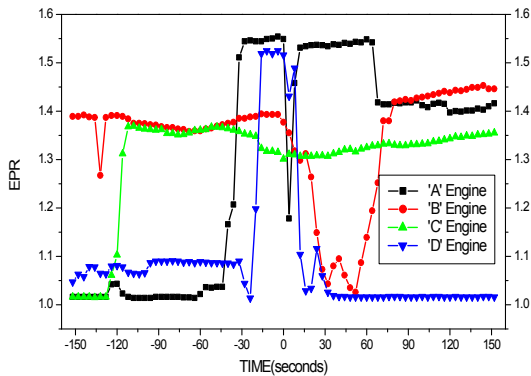


Fig. 9 Variation of Engine Pressure Ratio with Surge

### 5.2.3 엔진 회전수(rpm)

N1 rpm의 변화를 Fig. 10에서 살펴보면, 'A'엔진은 101.6%에서 81.3%로 급격히 감소하였다가 정상작동 상태로 회복되었다. 'B'엔진의 N1 rpm은 91.3%에서 63.8%로 25% 이상 감소했다가 60.3%로 감소된 후 정상적으로 회복되는 모습을 보여주고 있다. 또한, -135초에도 90.9%에서 84.7%로 6.2%가 감소된 상태를 보여줌으로써

순간적으로 서지가 발생되었음을 알 수 있었다. 'C'엔진의 경우에는 93.1%에서 91.6%으로 서서히 감소하였다가 서서히 회복되고 있어서 변화량은 작았다. 'D'엔진의 경우에도 97.8%에서 4.4% 정도 감소하여 rpm 변화가 상대적으로 작게 나타났다. 엔진으로 유입되는 공기속도에 따라 추력도 변화되므로 N1 rpm의 변화는 추력과 대략적인 선형관계를 갖고 있다.

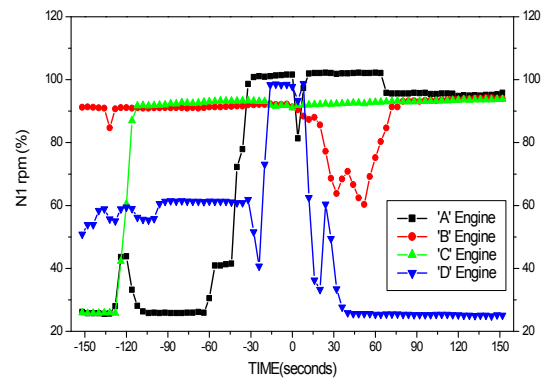


Fig. 10 Variation of N1 rpm with Surge

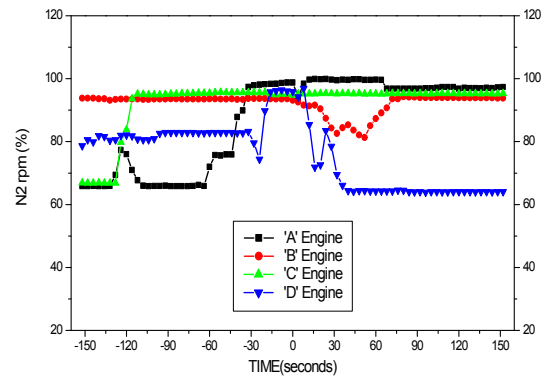


Fig. 11 Variation of N2 rpm with Surge

N2 rpm의 변화를 Fig. 11에서 보면, 'A'엔진은 98.8%에서 94.1%로 4.7% 감소하여 N1 rpm이 20.3%나 감소한 것에 비해 민감도가 낮았다. 'B'엔진은 93.1%에서 81.3%로 11.8% 감소하였고, -135초에서도 0.5% 감소하여 변화량이 작았다. 'C'엔진은 0.2~0.3% 감소하여 거의 변화가 없었다. 'D'엔진도 서지 발생 후에 1.7% 감소하여 대체적으로 N1 rpm 변화 보다 작았다. 서지 순간에는 N1 rpm 감소와 함께 N2 rpm도 감소하고



있으나, 변화량은 비선형적으로 나타났다.

#### 5.2.4 배기가스온도(EGT)

Figure 12에 의하면, 'A'엔진은 EGT가 611°C에서 639°C로 28°C가 상승되었다. 'B'엔진의 1차 서지 순간에는 509°C에서 516°C로 였으나, 2차 서지에서는 EGT가 상승하지 않고 오히려 감소하였다. 이것은 조종에 의해 출력이 감소되도록 추력레버를 조작한 결과로 파악되었다. 'C'엔진도 525°C에서 8°C 상승한 533°C가 되었다. 또한 'D'엔진의 경우에는 EGT가 540°C에서 565°C로 상승한 것으로 나타나고 있다. 서지 순간의 다른 파라미터들은 감소하고 있으나, EGT는 모든 엔진에서 상승하고 있다는 사실에 주목해야 한다. EGT 상승에 대한 요인을 다음과 같이 고찰해 볼 수 있다. 첫째는 서지 순간에 압축기의 방출 공기 감소로 인하여 연소실의 냉각공기가 부족하게 되므로 EGT를 정상치보다 높게 상승키는 요인이 된다. 둘째는 rpm 감소가 터빈의 팽창력을 감소시켜서 온도강하가 작아지기 때문이다. 따라서 서지 발생 여부의 판단을 위하여 EGT의 상승 여부를 가장 주시해야 할 것으로 판단된다.

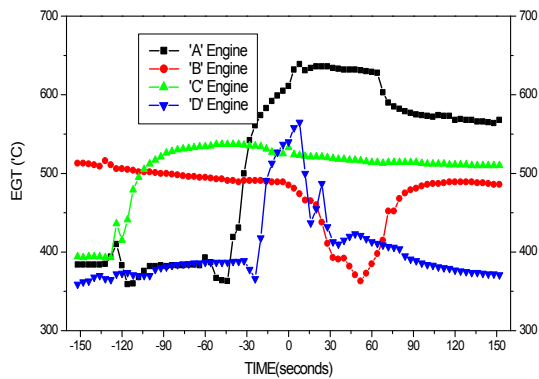


Fig. 12 Variation of EGT with Surge

#### 5.2.5 연소실 압력(Pb)

연소실 압력은 엔진 EPR의 변화와 거의 동일한 양상을 보여주고 있다. 'A'엔진의 EPR이 1.549에서 1.178로 급격히 감소할 때에 연소실 압력은 396psi에서 230psi로 역시 감소되었다가 정상 상태로 회복되었다. 'B'엔진도 -135초에서

연소실 압력은 332psi에서 279psi로 감소되었으며, 2차 서지에서는 312psi에서 132psi로 감소되어 EPR과의 연관성을 확인할 수 있었다. 'C'엔진도 312psi에서 307psi로 다소 낮아지는 양상을 보여주고 있다. 'D'엔진의 연소실 압력의 변화도 EPR의 변화와 거의 동일한 양상을 보여주었다. 이를 통하여 연소실 압력도 EPR과 함께 서지를 파악하는 중요한 요소라고 판단된다.

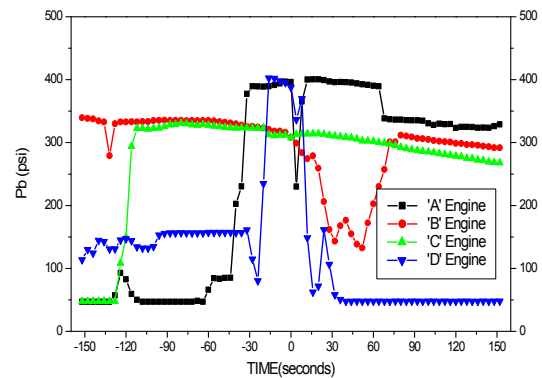


Fig. 13 Variation of Burner Pressure with Surge

#### 5.2.6 연료유량(Wf)

서지 순간의 연료유량의 변화는 Fig. 14과 같이 모든 엔진에서 연소실의 압력 변화와 거의 동일한 양상을 보여주고 있다. 즉 서지 순간에는 감소하였으나, 서지가 회복되면서 연료 유량(Wf)도 증가하는 것으로 나타났다. 이와 같이 연료유량과 연소실 압력은 공연비에 직접 관계되는 요소로서 연소실의 압력 상태에 따라 영향을 받기 때문이라고 판단된다.

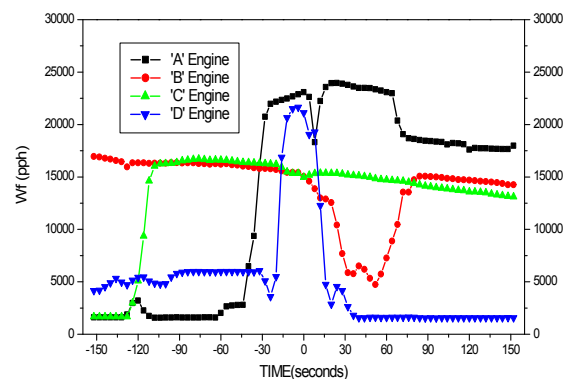


Fig. 14 Variation of Fuel Flow with Surge

### 5.2.7 엔진 축 진동(Vibration)

서지가 발생한 시점에서의 진동 변화를 Fig. 15와 Fig. 16에서 살펴보면, N1 진동이 더 큰 변화량을 나타내고 있다. 모든 엔진에서 N1 축의 진동은 출력이 급변하는 상태에서는 증가하는 경향을 보이고 있으나, 회전수가 일정하면 진동도 안정되는 양상이 나타났다. 서지 순간의 N1 진동은 rpm의 감소에도 불구하고 다소 증가하고 있어 회전수와 진동 변화량 사이에는 선형관계가 없음을 의미한다고 볼 수 있다.

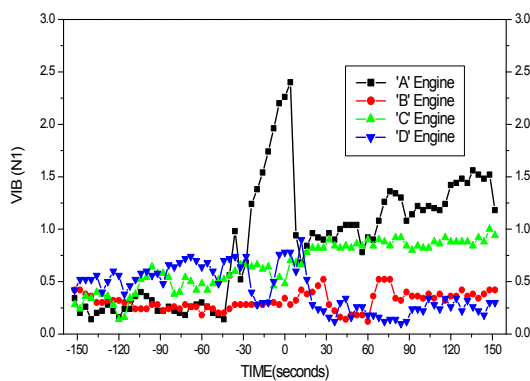


Fig. 15 Variation of N1 Vibration with Surge

N2 축의 진동 변화도 회전수와는 선형관계를 갖고 있지 않고 있으며, 서지에 따른 진동 변화량은 거의 없었다. rpm이 급격히 변화될 경우에는 진동도 크게 나타나고 있으나, 서지 발생 시점에서의 N2 진동은 일정한 추세를 갖고 있지 않고 있음을 알 수 있다.

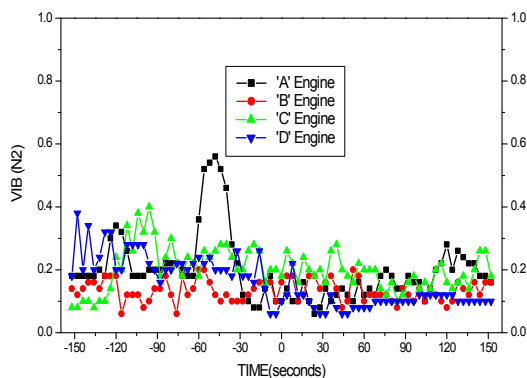


Fig. 16 Variation of N2 Vibration with Surge

## 6. 결 론

본 연구는 실제 비행 중인 B747-400 항공기 엔진의 성능데이터 분석을 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

첫째, EPR, N1 rpm, Pb, Wf은 서지 발생과 동시에 저하하는 것으로 나타났으며, EPR과 Pb가 상대적으로 민감도가 컸다. 엔진 축의 진동 변화는 가속과 감속 상태에서는 증가 양상을 보였으나, 서지 순간에는 N1 축 진동 변화량이 N2 축 진동 변화 보다 상대적으로 크게 나타났다.

둘째, 비행 중 압축기에서 서지가 발생하면 EPR, N1 rpm, Wf가 감소하면서 EGT가 증가하고 N1 Vibration과 N2 Vibration이 비선형적으로 증가하는 것으로 나타나고 있는바, 이는 서지를 감지할 수 있는 파라미터로 판단된다.

비행 중 조종사들이 터보팬 엔진의 성능 파라미터를 정확하게 진단하여 적기에 조치한다면 비행 안전성 확보는 물론 경제적인 손실도 크게 줄일 수 있을 것이다

## 참 고 문 헌

1. Manuj Dhingra, "Compressor Stability Management," Ph.D. Thesis. Georgia Institute of Technology, 2006
2. "The Aircraft Gas Turbine Engine and Its Operation," Pratt & Whitney, 1988
3. "PW4000-94(B747) Line/Base Maintenance Level-III," Pratt & Whitney, 2001
4. "PW4000 Series Engine Manual," Pratt & Whitney, 2007
5. "B747-400 Aircraft Maintenance Manual," Pratt & Whitney, 2007
6. "B747-400 Maintenance Training Manual," The Boeing Company, 2001