

선형 GPA 기법을 이용한 터보프롭 엔진의 성능진단에 관한 연구

공창덕* · 신현기* · 기자영*

A Study on Engine Health Monitoring using Linear Gas Path Analysis for Turboprop Engine

C. D. Kong* · H. G. Shin* · J. Y. Ki*

ABSTRACT

The steady-state performance analysis program for turboprop engine which was used for a small, middle industrial aircraft and a basic trainer aircraft was developed and linear Gas Path Analysis method was applied to Engine Health Monitoring for Turboprop engine. This program was compared with TURBOMARCH program which is well known with performance and power according to flight Mach No. at the standard atmospheric condition to prove a steady-state performance analysis program. From the result, inlet, exit temperature and pressure of each component had error within 3% and especially power according to flight Mach No. had error within 2.4% so that this program could be assured. To make sure if linear Gas Path Analysis is reasonable four cases were selected. The first is the case that fouling is occurred in compressor only. The second is the case that fouling is occurred in compressor and erosion is occurred in turbine. The third is the case that erosion is occurred in both compressor and turbine and power turbine at the same time. Finally, the case that fouling and erosion are occurred in compressor, compressor turbine and power turbine was selected.

Different parameters were selected impartially among the independent parameters so that the effect of measurement parameter selection was observed. From the result, the more measurement parameters the smaller RMS error and even though the number of measurement parameters was the same, the RMS error was obtained differently according to which measurement parameters were selected. The case using eight instrument parameters of case IV-4 had small error comparably and was economic and it was important to select optimal number of measurement and optimal measurement parameters.

* 조선대학교 항공우주공학과(Chosun University, Dept. of Aerospace Eng.)

초 목

소, 중형 산업용 항공기나 초등 훈련기용으로 많이 이용되고 있는 터보프롭 엔진의 정상상태 성능해석 프로그램을 개발하고 성능진단을 위해 선형 GPA 기법을 적용하였다. 정상상태 성능해석 프로그램의 검증을 위해 상용 정상상태 해석 프로그램인 TURBOMARCH 해석결과와 비교하였다. 지상정지조건에서의 성능 및 비행마하수에 따른 출력 등을 비교한 결과 각 구성품의 입,출구 온도 및 압력, 출력 등에서는 약 3%이하의 오차율을 보였으며, 마하수 변화에 따른 출력 비교에서도 최대오차를 2.4 % 이내로 프로그램의 신뢰성을 확인하였다.

선형 GPA 기법의 계측변수의 선정에 따른 정확성을 알기위해 종속변수의 선정을 다르게 하여 오차를 알아보았다. 성능저하 원인으로는 압축기에만 오염이 발생하였을 경우, 압축기와 압축기 터빈에 각각 오염과 부식이 발생하였을 경우, 압축기 터빈과 동력터빈에 동시에 부식이 발생하였을 경우, 압축기, 압축기 터빈, 동력터빈이 모두 오염과 부식이 발생하였을 경우를 가정하였다.

해석결과 계측기 변수가 많을수록 RMS 오차가 적었으며 같은 수의 계측기 변수라 하더라도 어떠한 변수를 계측하는가에 따라 오차율이 달라짐을 알 수 있었다. 비교적 오차율이 적으면서 경제성이 있는 경우는 8개의 측정변수를 이용한 경우로 최적의 계측기 수 및 계측기 변수 선정이 중요함을 알 수 있었다.

1. 서 론

터보프롭엔진은 동력터빈으로 프로펠러를 돌려서 추진력을 얻으며 동력터빈에서 나오는 가스를 노즐로 분사시켜 추가의 동력을 얻는 항공기용 가스터빈 엔진이다. 이 엔진은 저 이음속에서 낮은 비연료 소비율과 높은 추진효율을 가지는 잇점으로 소,중형 산업용 항공기나 초등훈련기 등으로 많이 이용되고 있다. 국내에서도 최근 개발된 초등훈련기의 추진기관으로 터보프롭 엔진을 사용하고 있으며 이에 따라 터보프롭 엔진의 성능모사 프로그램의 필요성이 증대되었다.

초기의 성능모사에 관한 연구는 항공기 및 엔진의 안전성과 신뢰성을 높이기 위해 개발위험도를 줄이고 안전한 운용영역을 찾기 위해 이루어졌다. 그러나 최근에는 엔진 정비의 개념이 일정사용 시간에 따른 정비에서 엔진 상태에 따른 정비방법으로 바뀌게 됨에 따라 운용시에 엔진의 상태를 실시간으로 파악하여 최적의 운용조건을 제시하고 적절한 정비방법을 제시함에 따라 수명연장 및 전주기 비용을 감소시키기 위한 성능모사가 더 많이 진행되고 있다.

이러한 정비방식은 주요 구성품의 고장시기를 예측하여 적기에 용이하게 수리나 교체를 할 수 있고

록 하는데 있다. 다시 말해 어떤 구성품이 고장났을 경우 정비에 소모되는 시간을 최소화한다면 전체 이용률이 증가하므로 전체 운용비용의 절감을 꾀할 수 있다.

엔진성능진단 방법 중의 하나로 제시된 것이 1973년 Urban이 제시한 GPA(Gas Path Analysis) 기법이다. GPA는 구성품 효율의 감소와 질량유량의 변화의 향으로 모듈수준에서 엔진성능 악화를 확인할 수 있도록 한다. 효율과 질량유량의 변화는 확실한 경제성, 안전한 작동, 주요 구성품의 남아있는 수명예측을 위해 해석된다. GPA는 엔진의 사용 중에 발생하는 퇴보의 경향을 정의할 수 있도록 하며 이러한 정보에 바탕을 두고 정비를 계획하도록 한다.

그동안의 연구동향을 살펴보면 1974년 Urban의 GPA 기법 제시 이후로 Palmer(1975)는 임의 가스 터빈엔진의 성능해석을 위한 컴퓨터 프로그램을 개발하였으며 Grewal(1988)은 성능저하를 모델링하고 해석하였다.^{1),2),3)} GPA에 관한 연구는 1990년대에 들어 더욱 활발해져서 Diakunchak (1992)은 산업용 가스터빈의 성능저하를 실험과 함께 연구하였으며⁴⁾ House(1992)는 터보축 엔진에 적용하였다.⁵⁾ Vivian(1993)은 GPA 기법에 KBS(Knowledge Based System)를 적용하여 그 정확성을 높였으며

6,7) Esher(1995)는 비선형 GPA를 이용한 산업용 가스터빈에 적합한 진단 컴퓨터 프로그램을 개발하였다.⁸⁾ 최근에는 신경회로망과 같은 최신 인공지능 제어방식을 도입한 GPA 해석이 연구되고 있다. 그러나 국내에서는 정/동적 성능모사 기법에 관한 연구가 조금 있었을 뿐 성능 및 고장진단에 관한 연구는 매우 미흡한 실정이다.

이에 본 연구에서는 성능진단을 위한 정상상태 성능해석 프로그램과 선형 GPA 기법을 이용한 손상 예측 프로그램을 개발하였다. 또한 다양한 성능저하와 계측변수를 가정하고 터보프롭 엔진에 적용하여 다중손상 예측 가능성을 시도하였다.

2. 연구대상 엔진

연구대상 엔진으로 축마력 1400 HP급의 터보프롭 엔진을 선정하였다. 이 엔진의 가스발생기는 5단 축류압축기, 1단 원심압축기, reversed flow 연소기, 1단 축류 압축기 터빈으로 구성되어 있으며 분리축 방식의 2단 축류 동력터빈이 프로펠러를 회전시킨다.

노즐은 면적이 고정되어 있으며 압축기 블리드 공기는 2%로 동력터빈의 냉각을 위하여 사용된다. 이 엔진의 개략도는 Fig. 1과 같다.¹¹⁾ 이 엔진은 지상 정지 조건에서 출력 1300 HP, 공기유량 4.3 kg/sec, 압축기 압력비 10, 가스발생기 터빈 제한온도 1305.5 K의 성능을 가진다.

이 엔진의 주요구성품 성능은 Table. 1과 같으며, 진행률에 따른 프로펠러 추력계수 및 효율 선도는

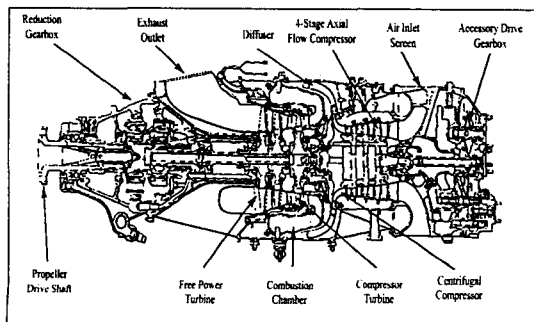


Fig. 1 Study Engine Layout

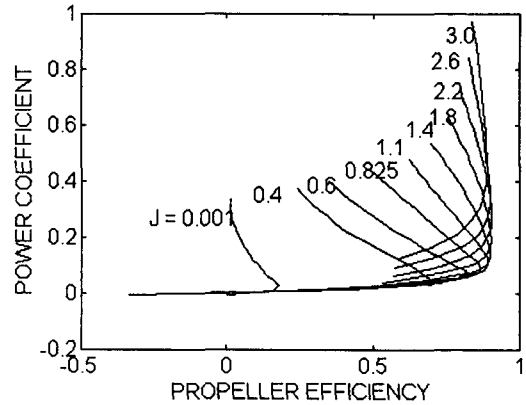


Fig. 2 Propeller Performance Map

Table 1 연구대상 엔진의 주요 성능

설계변수	PT6A-65A
공기유량 (kg/s)	4.3
압축기압력비	10
압축기효율	0.88
Bleed Air 량	2 %
연소기압력강하률	3 %
연료유량 (kg/s)	0.088
압축기터빈입구온도 (K)	1305.5
압축기터빈효율	0.92
동력터빈효율	0.91
노즐면적 (m ²)	0.02934
S.H.P (HP)	1,275
MACH No.	0.0

전형적 프로펠러 성능선도를 이용하였으며 그 결과는 Fig. 2와 같다.

3. 정상상태 성능해석

3.1 설계점 성능해석

연구대상 엔진의 요구출력 및 주요구성품의 성능을 만족하도록 설계점 성능해석을 수행하였다. 설계

Table 2 연구대상 엔진의 설계점 성능

설계변수	설계점 성능
비행마하수	0.0
고 도 (m)	0.0
대기온도 (K)	288.15
대기압력 (bar)	1.0
공기유량 (kg/s)	4.3
압축기압력비	10
연소기입구온도 (K)	592.92
연료유량 (kg/s)	0.08648
압축기터빈입구온도 (K)	1305.55
압축기터빈입구압력 (bar)	9.7
동력터빈입구온도 (K)	1030.529
동력터빈입구압력 (bar)	3.3519
S.H.P(HP)	1275.074

점 성능해석은 열역학적 관계식을 이용한 사이클 해석으로 이루어지며 본 연구에서는 지상정지, 표준대기상태의 조건을 선정하였다. 설계점 성능해석 결과는 Table. 2와 같으며 출력이 1275.074 HP로 요구 성능을 만족하였다.

3.2 탈설계점 성능해석

탈설계점 성능해석은 크게 유량보존법칙과 에너지 보존법칙을 이용하여 수행된다. 즉 각 구성품을 지나는 유량은 언제나 일정하며 동축으로 연결된 압축기와 가스발생기 터빈의 일은 같다는 조건을 만족하여야 한다.

또한 각 구성품의 작동은 구성품 성능도를 만족해야 하며 이를 위해서는 각 구성품의 성능도가 필요하다. 일반적으로 동일한 형식의 가스터빈 구성품 사이에는 상사성이 존재하므로 기존의 성능도를 축척하여 이용할 수 있으며 축척된 구성품 성능도는 Fig. 3과 같다.

축척에 사용된 식은 다음과 같다.⁹⁾

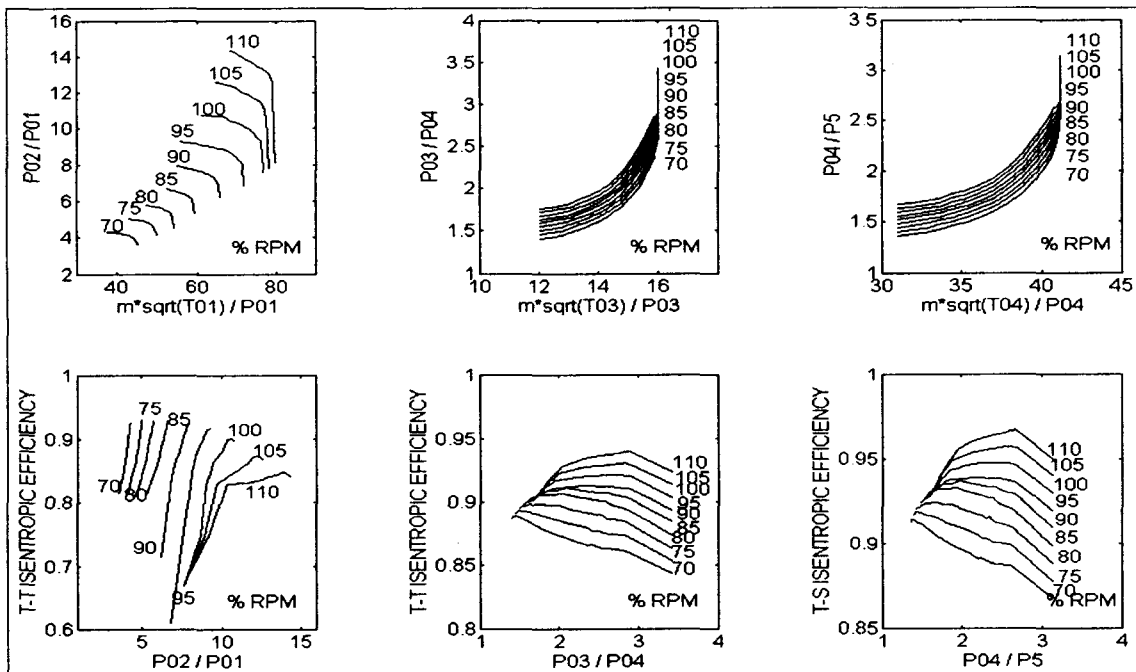


Fig. 3 Component Performance Map

$$PR = \frac{PR_{(design)} - 1}{PR_{(map, design)} - 1} (PR_{(map)} - 1) + 1 \quad (1)$$

$$WA = \frac{WA_{(design)}}{WA_{(map, design)}} WA_{(map)} \quad (2)$$

$$ETA = \frac{ETA_{(design)}}{ETA_{(map, design)}} ETA_{(map)} \quad (3)$$

여기에서 PR은 압력비이며 WA는 공기유량, ETA는 효율을 의미한다.

이와같은 조건을 만족하도록 개발된 본 프로그램의 순서도는 Fig. 4와 같다.

3.3 프로그램 검증

프로그램의 검증을 위하여 지상정지조건에서의 성능과 비행마하수에 따른 출력 등을 이미 그 성능이 입증된 정상상태 성능해석 프로그램인 TURBOMARCH의 해석결과와 비교하였다.¹¹⁾

각 구성품의 입출구 온도 및 압력, 유량의 비교 결과는 Table. 3과 같으며 비행마하수에 따른 출력

의 비교결과는 Fig. 5와 같다.

공기유량은 약 0.1%, 압력은 약 3%, 온도는 약 0.9% 그리고 출력은 약 1.4% 이내의 오차를 보였으며 비행마하수에 따른 출력의 비교에서도 최대 오차를 2.4% 이내로 그 타당성을 입증하였다.

3.4 부분부하 성능해석

설계점 회전속도 이하에서의 성능을 부분부하 성능이라고 하며 본 연구에서는 가스발생기 회전속도

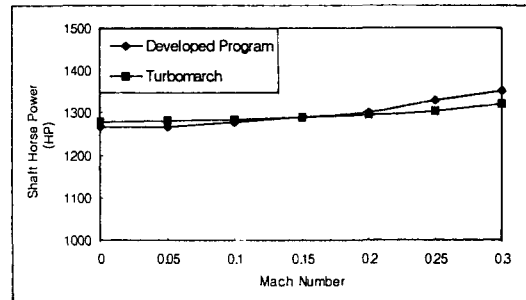


Fig. 5 Shaft Horse Power with Flight Mach No.

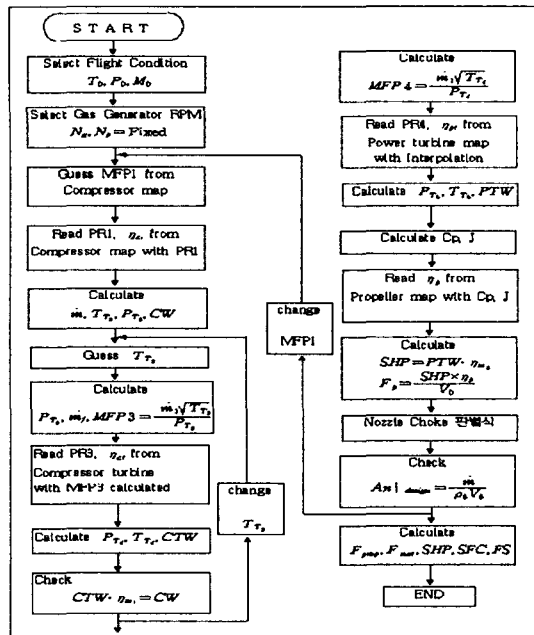


Fig. 4 Flow Chart of Steady-State Performance Analysis Program

Table 3 지상정지조건에서의 탈설계점 해석 결과

설계변수	Turbo-march 프로그램	탈설계점 프로그램	오차율 (%)
공기유량(kg/s)	4.3	4.3043	0.1
압축기압력비	10	9.987143	0.129
연소기입구온도(K)	587.43	592.788	0.912
연료유량(kg/s)	0.088	0.086146	2.1
압축기터빈 입구온도(K)	1305.5	1299.0	0.497
압축기터빈 입구압력(atm)	9.7	9.688	0.124
동력터빈 입구온도(K)	1023.99	1026.30	0.226
동력터빈 입구압력(atm)	3.26155	3.3619	3.077
노즐면적(m ²)	0.029	0.029093	0.32
S.H.P(HP)	1250	1267.793	1.423

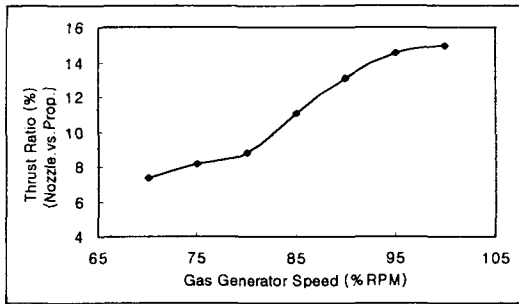
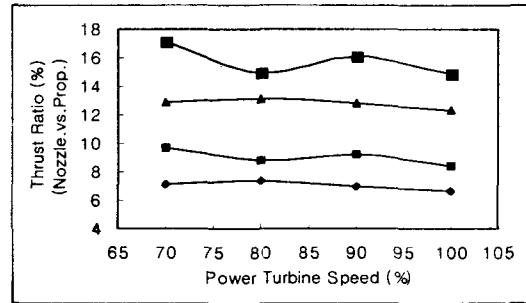
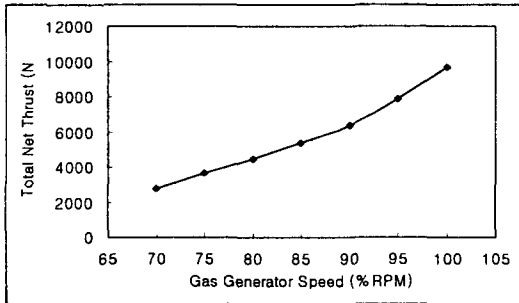
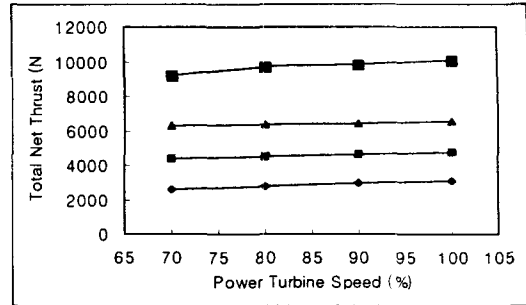
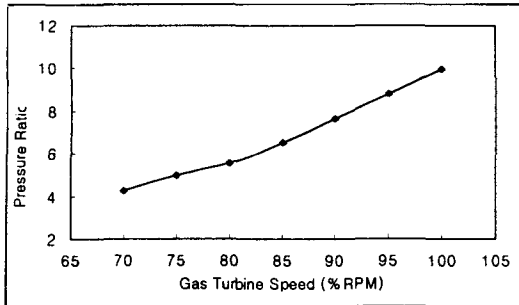


Fig. 8 Engine Performance with Power Turbine Rotational Speed
 (■:100%, ▲:90%, ▫:80%, ◆:70% GT RPM)

Fig. 6 Result of Part Load Performance Analysis

를 70% RPM으로부터 100% RPM까지 5% 간격으로 나누어 해석을 수행하였다. 이때 동력터빈의 회전속도는 80% RPM으로 고정하였으며 해석결과는 Fig. 6과 같다.

비행마하수 0.2, 지상표준대기상태에서의 공기유량, 연료유량, 압축기 압력비, 가스발생기 터빈입구 온도, 총 추력, 추력비 등을 해석한 결과 가스발생기의 회전속도가 증가함에 따라 점차 증가하여 100% RPM에서 최대가 되었다.

위 해석결과를 바탕으로 압축기 성능도에 작동선을 나타낸 결과가 Fig. 7과 같다.

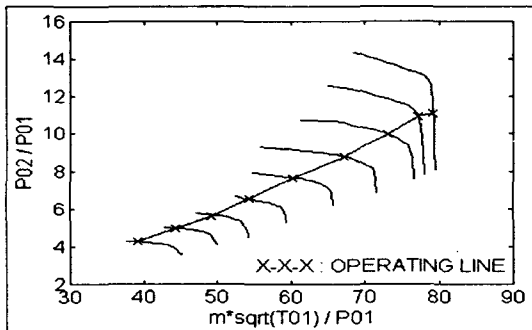


Fig. 7 Operating Line on Compressor Performance map

3.5 동력터빈 회전수에 따른 성능

70%, 80%, 90%, 100% 동력터빈 회전수에서 가스발생기 회전수를 10% RPM 간격으로 나누어 주요 엔진 성능을 해석하였으며 그 결과는 Fig. 8과 같다. 압축기 압력비와 총 추력은 동력터빈 회전수가 증가함에 따라 선형적으로 증가하여 100% RPM에서 최대가 되었다. 반면에 가스발생기 터빈

입구온도는 80% 동력터빈 회전수, 100% 가스발생기 회전수에서 가장 높은 경향을 보였다. 추력비의 변화는 비교적 불규칙한 경향을 보이며 70% 동력터빈 회전수, 100% 가스발생기 회전수에서 약 17로 최대가 되었다.

4. 주요구성품 성능저하 원인

주요구성품의 성능저하 원인은 오염, 부식, 마모, 외부물질의 충돌에 의한 손상, 마모된 기밀(sealing), 틱 간극의 초과, 소손된 터빈정익 및 동익, 부분적인 또는 전체적인 깃의 파괴, 막힌 연료노즐, 피로에서 오는 로터 디스크 또는 깃의 크랙 등 다양하다. 구성품 별로 발생하기 쉬운 원인과 그 영향을 정리하면 다음과 같다.⁶⁾

4.1 압축기

압축기에서 쉽게 발견되는 성능저하 원인으로는 오염과 부식이 있다.

압축기가 오염되면 압축기의 유량과 등엔트로피 효율이 감소하게 된다. 또한 압축기의 서지마진을 감소시킴으로 인해 엔진성능에 치명적인 영향을 미칠 수 있다.

또한 압축기의 부식은 유량과 압력비를 감소시킨다. 또한 깃의 표면 거칠기가 증가됨에 따라 효율도 감소하게 된다.

4.2 연 소 기

연소기의 성능저하는 엔진성능진단에 직접적으로 고려하지는 않는다. 연소기의 효율은 시간에 따라 조금씩 저하되며 연소기의 문제는 다른 구성품, 특히 압축기 터빈의 성능에 간접적인 영향을 미친다.

예를들어 불충분한 연소에 의해 발생하는 카본 입자는 터빈을 부식시키게 되며 연료분사노즐의 고장은 터빈깃의 열응력 분포를 다르게 하여 터빈의 수명을 감소시킨다.

4.3 터 빈

터빈의 주요 성능저하 원인으로는 오염, 부식, 마모, 열응력에 의한 비틀림, 피로 등 다양하다.

터빈의 오염과 마모는 유효 흐름 면적을 변화시켜 유량을 변화시키며, 고온에 의한 열응력은 터빈 깃의 휨, 비틀림 등을 가져온다. 이러한 터빈깃의 손상은 유효흐름 면적의 변화를 가져오며 공기의 누설을 증가시키고 효율을 감소시킨다.

부식문제는 터빈의 표면 거칠기를 증가시켜 효율을 감소시키며 그에 따라 터빈 수명도 감소하게 된다.

5. 선형 GPA

GPA는 각 구성품의 유량이나 효율 등 중요 엔진 변수의 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. 구성품 성능도가 정확하게 정의되었다고 가정하면 모델은 압력, 온도, 연료유량, 회전속도 등과 같은 측정할 수 있는 독립변수와 효율, 유량과 같은 측정 불가능한 종속변수의 향으로 엔진성능을 제공할 수 있다.

부식, 오염, 마모, 비틀림 등의 원인으로 발생될 수 있는 엔진성능의 변화를 공급할 수 있다. 그러한 각각의 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 관찰함으로써 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.¹⁰⁾

독립변수와 종속변수의 관계는 다음과 같다.

$$Z = f(x) \tag{4}$$

여기에서 Z는 측정가능한 종속변수이며 x는 독립변수이다.

위 식을 Taylor 급수로 전개한 후 고차항을 무시하면

$$\Delta Z = \frac{\partial f(x)}{\partial x} \times \Delta X = H \times \Delta X \tag{5}$$

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.

$$\Delta X = H^{-1} \times \Delta Z \tag{6}$$

그 결과 엔진 성능저하의 원인을 정의할 수 있다.

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

$$\Delta = \frac{\text{저하된 성능} - \text{기준성능}}{\text{기준성능}} \times 100 \tag{7}$$

또한 해석의 정확성을 알기 위해 다음과 같이 RMS 오차를 계산한다.

$$RMS = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{\text{독립변수 수}} (INDHOL - INDOBS)^2}{\text{종속변수 수}}} \tag{8}$$

여기에서 INDHOL은 처음에 가정한 독립변수의 성능저하량이며 INDOBS는 해석 후 관찰된 독립

변수의 성능저하량이다.

6. 터보프롭 엔진의 선형 GPA 해석

주요구성품의 성능저하 원인으로는 가스터빈 엔진에서 가장 쉽게 발견되는 압축기 오염과 터빈부식을 가정하였다. 다중 손상의 영향을 알아보기 위해 다음과 같이 4가지 경우의 상황을 가정하였으며 그때의 성능저하량은 Table. 4와 같다.⁴⁾

Table. 4에서 Γ와 η는 각각 공기유량과 효율을 의미한다.

또한 각 Case별 계측변수 선정에 따른 영향을 알아보기 위해 다음과 같이 종속변수를 다르게 하여 해석을 수행하였으며 각각의 경우에 대한 RMS 오차가 Table. 5 및 Fig. 9과 같다.^{13),14)}

Table. 5에서 SHP는 축마력, MF는 연료유량을 의미하며 P는 전압력, T는 전온도이다. 또한 하첨자 2, 3, 4, 5는 각각 압축기 출구, 압축기터빈 입구, 압축기터빈 출구, 동력터빈 출구를 의미한다.

먼저 Case IV-3과 Case IV-4를 비교하면 같은 수의 계측기 변수라 하더라도 어떤 변수를 계측하는가에 따라 그 오차율이 달라짐을 알 수 있다. 또한 다중손상의 경우에는 더 많은 종속변수를 이용하여 해석할수록 보다 정확한 결과를 얻을 수 있음을 확인할 수 있었다.

대체적으로 계측기 변수가 많을수록 RMS 오차가 적음을 알 수 있으나 Case IV를 살펴보면 10개의 종속변수를 가지고 해석한 IV-6의 경우 오차가

	성능저하 원인	성능저하량
Case I	압축기 오염	Γ=-3%, η=-2%
Case II	압축기 오염 압축기터빈 부식	Γ=-3%, η=-2% Γ=+3%, η=-1%
Case III	압축기터빈 부식 동력터빈 부식	Γ=+3%, η=-1% Γ=+2%, η=-1%
Case IV	압축기 오염 압축기 터빈 동력터빈 부식	Γ=-3%, η=-2% Γ=+3%, η=-1% Γ=+2%, η=-1%

가장 적었으나 IV-4의 경우 8개의 종속변수를 사용하였으나 비교적 오차가 적음을 알 수 있었다.

GPA 해석에서 예측기 변수가 많아짐은 경제적인 손실을 의미함으로 보다 정확한 해석을 위한 최적의

예측기 수 및 예측기 변수 선정이 중요함을 알 수 있다.

Case IV-6에 대한 ICM과 FCM이 Table. 6과 같다.

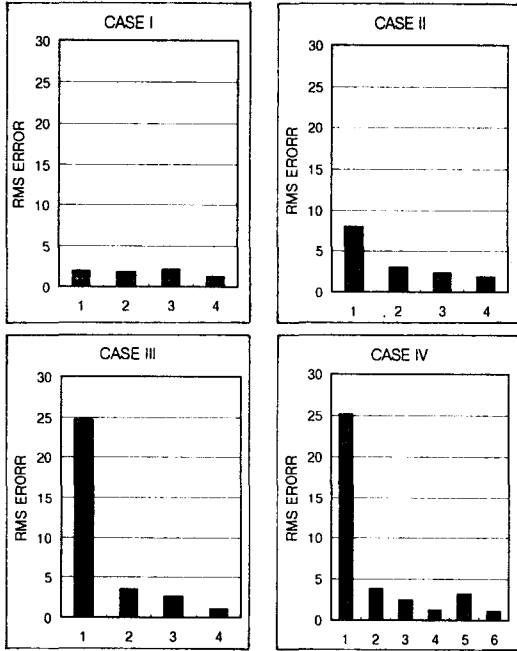


Fig. 9 RMS Error

7. 결 론

PT6A-65A 터보프롭 엔진의 정상상태 성능해석 프로그램과 선형 GPA 기법을 적용한 다중손상 성능진단 프로그램을 개발하였다.

정상상태 성능해석 프로그램의 검증을 위하여 지상정지조건에서의 성능과 비행마하수에 따른 출력 등을 이미 그 성능이 입증된 정상상태 성능해석 프로그램인 TURBOMARCH의 해석결과와 비교하였다. 비교결과 최대 오차를 약 3% 이내로 프로그램의 신뢰성을 확인하였다.

비행마하수 0.2, 동력터빈 회전수 80% RPM, 표준대기상태에서 가스발생기 회전수를 5% 간격으로 나누어 부분부하 성능해석을 수행한 결과 100% 가스발생기 회전수에서 최대 출력과 추력비를 보였으며, 동력터빈 회전수와 가스발생기 회전수를 10% RPM 간격으로 나누어 주요 엔진 성능을 해석한 결과 압축기 압력비와 총 추력은 100% 동력터빈 회

Table 5 Dependent Variable Selection and RMS Error

종속 변수	Case I				Case II				Case III				Case IV					
	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	5	6
SHP	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o		o	o	o
MF	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o		o	o	o
P2	o	o	o	o			o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o
T2	o	o	o	o			o	o		o	o	o	o	o	o	o	o	o
P3				o				o				o			o	o		o
T3		o	o	o				o			o	o		o	o	o	o	o
P4		o	o	o		o	o	o		o	o	o		o	o	o	o	o
T4			o	o	o	o	o	o	o	o	o	o	o		o	o	o	o
P5			o	o	o	o	o	o			o	o			o		o	o
T5				o		o	o	o				o		o	o		o	o
RMS	2.025	1.872	2.063	1.281	7.969	3.093	2.273	1.908	24.59	3.513	2.627	0.998	25.18	3.780	2.484	1.221	3.254	1.092

Table 6 ICM and FCM in Case IV-6

ICM =									
[-0.115375	-1.785982	1.507608	-2.785646	8.914911	1.000023				
0.339020	-2.214552	2.544390	-3.762295	6.066890	0.000000				
0.842562	-0.392958	-1.271037	-0.576560	1.013989	0.000000				
0.061230	-0.644385	-0.101198	-0.085220	0.151711	0.000000				
0.842561	-0.392958	-1.271037	-0.576563	1.013991	0.000000				
-0.296534	-1.476204	0.697145	-2.043672	3.303515	0.000000				
0.028098	-0.828867	0.334542	-1.357072	6.156818	0.000000				
-0.446708	-1.556408	1.001827	-2.490321	4.242637	0.000000				
0.724068	-0.162838	0.768471	-0.668836	0.493856	0.000000				
-0.290752	-1.410025	1.119200	-2.335872	3.024521	-0.230537]				
FCM =									
[-0.049211	0.335242	0.156978	0.302204	0.156976	-0.183996	0.092981	-0.352877	0.443005	-0.213469
0.041926	-0.156243	0.070543	-1.555867	0.070549	-0.306050	-0.001764	0.251017	0.149844	0.181865
-0.019836	0.249308	-0.229258	0.201882	-0.229259	-0.097747	0.056240	-0.180863	0.208244	-0.086044
-0.066186	0.097562	-0.211211	1.085003	-0.211216	0.007036	0.449833	-0.388823	-0.026163	-0.287102
-0.006994	-0.007990	-0.024013	0.017618	-0.024013	-0.043012	0.256246	-0.042992	-0.009242	-0.030339
0.942300	-0.226645	0.113786	-0.206308	0.113788	0.033610	-1.104534	0.052425	-0.002597	-0.250190]

전수에서 최대, 가스발생기 터빈입구온도는 80% 동력터빈 회전수, 100% 가스발생기 회전수에서 가장 높은 경향을 보였다. 추력비의 변화는 비교적 불규칙한 경향을 보이며 70% 동력터빈 회전수, 100% 가스발생기 회전수에서 약 17로 최대가 되었다.

성능진단을 위한 성능저하 원인으로는 압축기에 오염이 발생하였을 경우, 압축기와 압축기 터빈에 각각 오염과 부식이 발생하였을 경우, 압축기 터빈과 동력터빈에 동시에 부식이 발생하였을 경우, 압축기, 압축기 터빈, 동력터빈이 모두 오염과 부식이 발생하였을 경우를 가정하였다.

또한 계측변수 선정에 따른 영향을 알아보기 위해 종속변수의 선정을 다르게 하여 해석한 결과 대체적으로 계측기 변수가 많을수록 RMS 오차가 적었으며 같은 수의 계측기 변수라 하더라도 어떠한 변수를 계측하는가에 따라 오차율이 달라짐을 알 수 있었다. 비교적 오차율이 적으면서 경제성이 있는 경우는 Case IV-4의 8개 측정변수를 이용한 경우로 최적의 계측기 수 및 계측기 변수 선정이 중요함을 알 수 있다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 RRC 수송기계부품센터의 지원으로 진행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Urban, L.A., "Gas Turbine Engine Analyzer", 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. Grewal, M.S., "Gas Turbine Engine Performance Deterioration Modelling and Analysis", Ph.D. Dissertation, SME, Cranfield University, 1988
4. Diakunchak, I.S., "Performance Deterioration

- in Industrial Gas Turbines" Trans. ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol.114 : 161-168, 1992
5. House, P., "Gas Path Analysis Techniques Applied to a Turboshaft Engine", MSc Thesis, SME, Cranfield University, 1992
 6. Vivian, B., "Gas Path Analysis Diagnostics Applied to a Turboprop Engine", MSc Thesis, SME, Cranfield University, 1993
 7. 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
 8. Escher, P.C., "Pythia : An Object-Oriented Gas Path Analysis Computer Program for General Applications", Ph.D. Dissertation, SME, Cranfield University, 1995
 9. Sellers, J. F., and Daniele, C. J., 1975 "DYNGEN - A Program for calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7901
 10. Urban, L.A., Allan, J.V., "Mathematical Methods of Relative Engine Performance Diagnostics".
 11. Gettliffe, K.M., "Ambient Effects on the Mission Analysis of Clean and Degraded Gas Turbines, MSc Thesis, SME, Cranfield University, 1997
 12. Changduk Kong, Jayoung Ki, Kwangwoong Koh, " Steady-state and Transient Performance Simulation of a Turboshaft Engine with Free Power Turbine", ASME Turbo Expo 99 Conference, 1999
 13. Urban, L.A., "Parameter Selection for Multiple Fault Diagnostics of Gas Turbine Engines", AGARD-CP-165, 1974
 14. 공창덕, 기자영, S.K.Kim, Riti Singh, "GPA 를 이용한 가스터빈 엔진의 성능진단에 관한 최적 계측변수 선정에 관한 연구", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 1999