

# 터보프롭 엔진의 온라인 상태감시 프로그램 개발에 관한 연구

공창덕\* · 김건우\* · 임세명\* · 김지현\*\*

## Development of On-line Condition Monitoring Program of a Turboprop Engine

Changduk Kong\* · Keonwoo Kim\* · Semyung Lim\* · Jihyun Kim\*\*

### ABSTRACT

Recently, development and application of the condition monitoring and diagnostic system for improvement of durability and reliability and reduction of operating cost is generalized in the aircraft propulsion system. Especially, for reliable operation of the UAV which is flying in high altitude more than 40,000 ft for a long time an condition monitoring system to identify faults and degradations of its propulsion system should be needed. Therefore, this work proposes an on-line condition monitoring program using MATLAB/SIMULINK. In the development phase of the program, a engine signal generation module is used to simulate real engine measuring parameters instead of the real engine. The proposed on-line condition monitoring program was applied to a real turboprop engine to validate its application capability.

### 초 록

항공기 추진시스템에 있어 내구성과 신뢰성을 향상과 운용비용 절감을 위한 상태감시 및 진단 시스템의 개발 및 적용이 일반화되고 있다. 특히 40,000ft 이상의 고고도에서 장시간 운용되는 무인항공기를 신뢰성 있게 운용하기 위해서는 열악한 환경에서 작동되는 추진시스템의 손상이나 성능저하에 대한 사전 대처를 위한 상태감시 시스템이 필수적으로 요구된다. 이에 본 연구에서는 MATLAB/SIMULINK를 이용하여 온라인 상태감시 프로그램을 제안하였다. 입력 모듈에서 현 개발 단계에서는 실제 엔진 계측신호가 유용하지 않아 이를 모사하였다. 제안된 온라인 상태감시 모니터링 프로그램은 적용 가능성을 확인하기 위해 실제 터보프롭 엔진에 적용하였다.

Key Words: Turboprop Engine(터보프롭 엔진), On-line Condition Monitoring Program

### 1. 서 론

항공기 추진시스템의 신뢰성과 내구성을 향상

하고 운용비용 감소를 위한 상태감시 및 진단 시스템의 개발 및 적용이 일반화되고 있다.

이중 무인항공기는 무인 제어를 하므로 추진 시스템의 이상상태에 대한 정확한 성능 시뮬레이션과 진단시스템이 요구된다.

특히, 고도 40,000ft 이상에서 장시간 고고도에서 운용되는 무인항공기의 경우 추진시스템의

\* 조선대학교 항공우주공학과

\*\* 국방과학연구소 제7기술팀

\* 조선대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: cdgong@chosun.ac.kr

손상이나 성능저하는 항공기 전체의 신뢰성과 유용성 등을 감소시킨다.

따라서, 무인항공기의 신뢰성과 내구성 확보를 위한 모델기반 상태모니터링 연구가 필요하다.

주요구성품의 상태를 정량적으로 진단하는 모델기반 상태진단 기법은 각 구성품의 유량함수와 효율의 변화량을 분석함으로써 이루어진다.

[1],[2]

그러나 측정이 어려운 유량함수와 효율을 온도 및 압력과 같은 계속 가능한 데이터 변화량을 이용하여 계산하게 된다. 따라서 추진시스템의 진단을 위해서는 성능저하가 없다고 가정된 기준엔진 성능과 계측센서로부터 얻어진 실제데이터와의 차를 분석하는 단계가 선행되어야 한다.

이에 본 연구에서는 터보프롭 엔진의 가상 계측센서 신호기를 포함한 온라인 성능해석 프로그램을 개발하였다. 이 프로그램은 손상이 없는 기준엔진 성능값과 임의로 생성된 계측데이터와의 비교하여 엔진 상태를 분석할 수 있다.

## 2. 연구대상 엔진

연구대상 엔진으로 축마력 1200 HP급인 P&W(Pratt & Whitney)사의 PT6A-67 터보프롭엔진을 선정하였다. 이 엔진은 감속 기어를 통하여 가변피치 프로펠러를 구동하며 프로펠러의 회전수는 1700RPM으로 일정하게 유지된다. 동력터빈은 가스발생기부와 기계적으로 분리되어 있으며 연소기 및 압축기 터빈을 거친 연소 가스에 의해 구동된다.

Table 1은 설계점 성능데이터이고, Figure 1은 PT6A-67 엔진의 구성도이다.

Table 1. PT6A-67 엔진의 설계점 성능

운용조건	Static Standard
가스발생기 속도(rpm)	39,000
동력터빈 속도(rpm)	29,894
프로펠러 회전속도(rpm)	1,700
ITT(k)	1,113

출력(HP)	1,200(1,000으로 Flat-rated)
중량(kg)	230

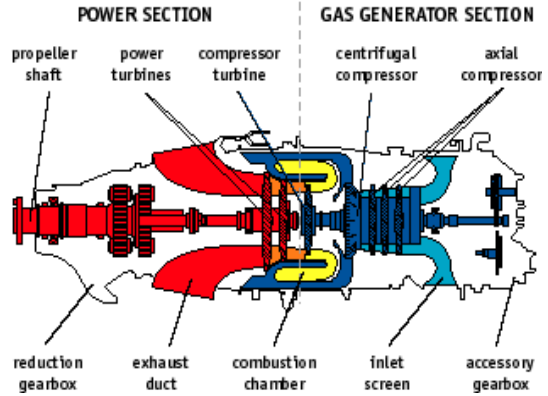


Fig. 1 PT6A-67 엔진 구성도

## 3. 온라인 상태감시 프로그램

엔진의 상태감시를 위해서는 실제 엔진의 계측 데이터와 동일한 운용환경에서의 기준 엔진 성능의 차를 비교 분석해야 한다.

본 연구에서는 이를 위해 비행조건을 입력으로 한 기준엔진 성능해석 프로그램과 실제 계측되는 데이터와의 차이를 분석하는 프로그램을 각각 개발하였다.

실제 엔진의 계측데이터는 실제 무인항공기에 상태감시 프로그램을 탑재하기 이전에는 획득이 불가능하므로 계측데이터 신호 발생기 모듈을 프로그램에 포함하였다.

Figure 2는 SIMULINK를 이용하여 개발한 터보프롭 엔진의 온라인 상태감시 프로그램이며, 실제 계측 데이터와 엔진운영모델과의 차이와 각 구성품의 유량과 효율을 구하는데 사용된다.

입력값으로 고도, 속도, 가스발생기 회전수, 대기온도이며, 출력값은 가스발생기 회전수, 압축기 출구 압력, 동력터빈 입구 온도, 배기가스 온도, 토오크 등이다.

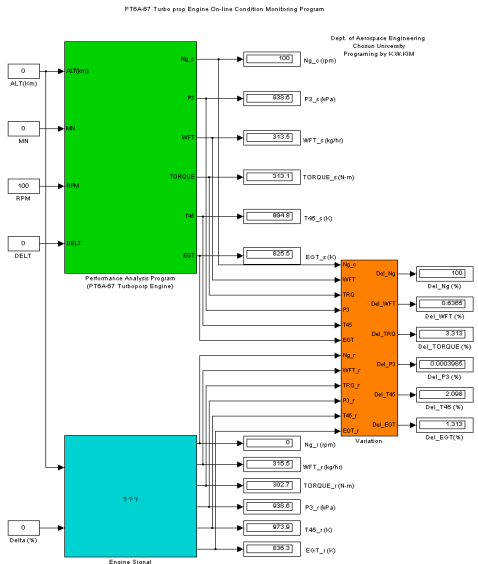


Fig. 2 On-line Condition Monitoring Program

Figure 3은 주어진 운용환경에서 기준 엔진 성능을 해석할 수 있는 정상상태 성능해석 프로그램으로 비행대기조건 해석을 위한 Ambient & Intake subsystem, 압축기 성능해석을 위한 Compressor subsystem, 연소기 성능해석을 위한 Combustor subsystem, 압축기 터빈 성능해석을 위한 Compressor turbine subsystem, 동력터빈 성능해석을 위한 Power turbine subsystem, 각 구성품의 유량 및 일 조합을 위한 Match subsystem으로 구성되어있다[3],[4].

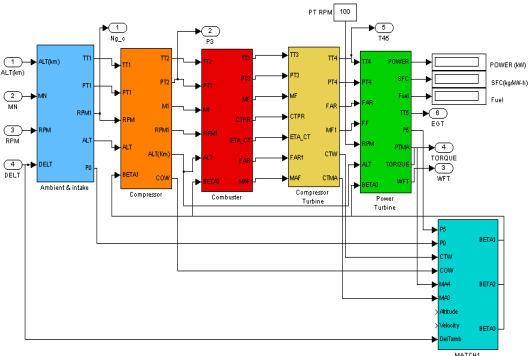


Fig. 3 Base-Performance Analysis Program

본 연구에서는 Figure 4와 같이 주어진 운용환경에서의 실제 엔진의 계측데이터는 실제 무인 항공기에 상태감시 프로그램을 탑재하기 이전에는 획득이 불가능하므로 계측데이터 신호 발생기 모듈을 프로그램에 포함하였다. [5],[6]

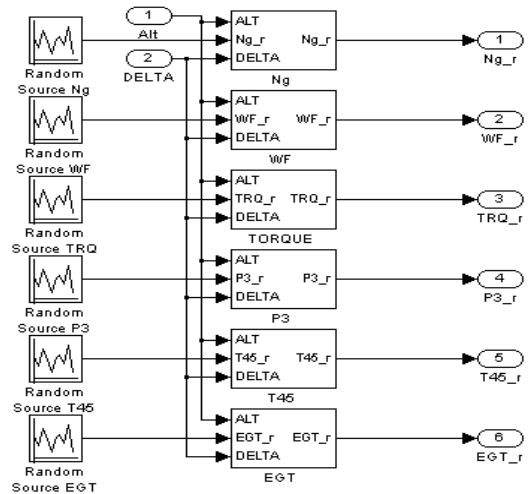


Fig. 4 Measuring Engine Signal Generation Module

#### 4. 상태감시 프로그램 적용 결과

고도가 0,5000,10000,25000,40000,45000ft의 경우, 가스발생기 rpm 변화 와 마하수를 변경하였을 경우 엔진 상태 감시 프로그램을 적용하였다. 각 고도, RPM, 마하수에서의 기준 엔진 성능에 가상의 계측신호는 실제 엔진의 EPP데이터를 이용하여 기준 엔진 성능을 모사하고 그 차이를 모니터링 하였다. 이는 제한된 성능 모사 프로그램의 검증과 입력모듈을 통한 신호를 감시하고 있는지를 확인하기 위함이다. 그 결과는 Fig. 5와 같다. 이로부터 본 연구에서 제한된 기본 성능모사 프로그램의 최대 오차는 1.5% 정도로 고 고도, 저 엔진 회전속도, 고 비행 속도에서 아직까지는 정확하다고 판단하기 문제점이 있어 추후 보완될 예정이다. 신호 발생기 모듈에 +5% 섭동 후의 상태감시 결과는 Fig. 6과 같다.

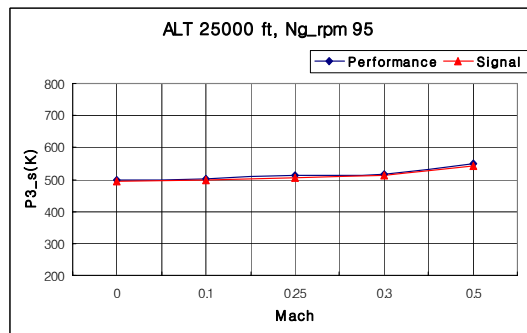
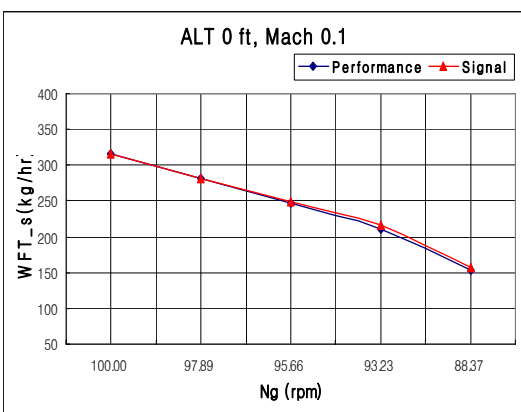
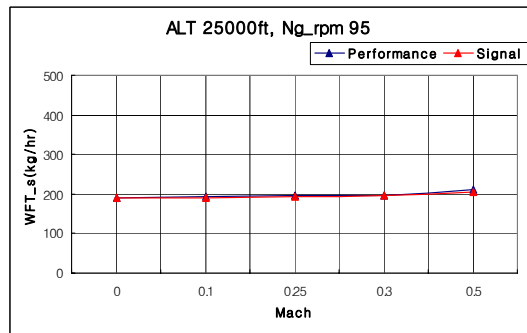
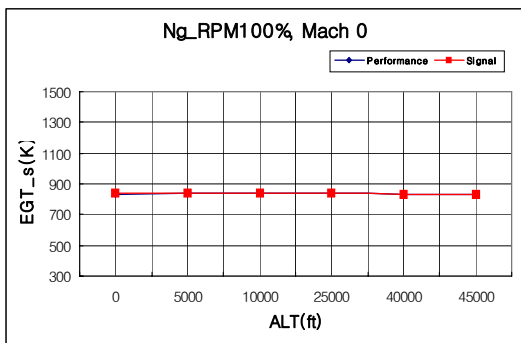
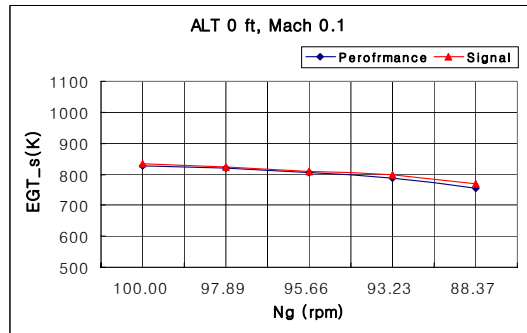
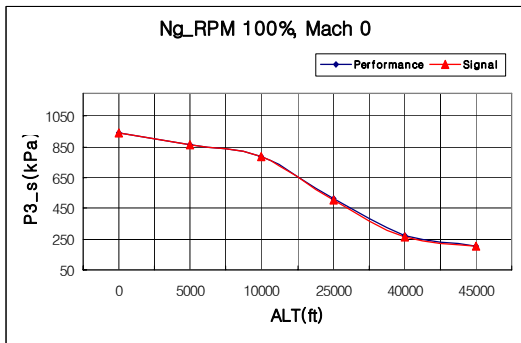
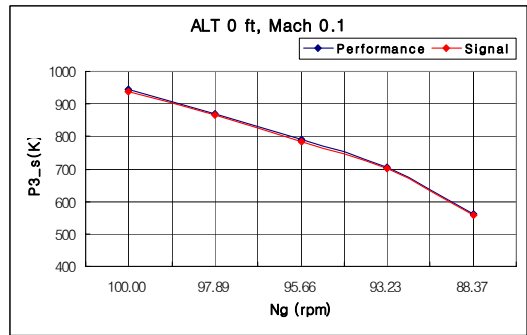
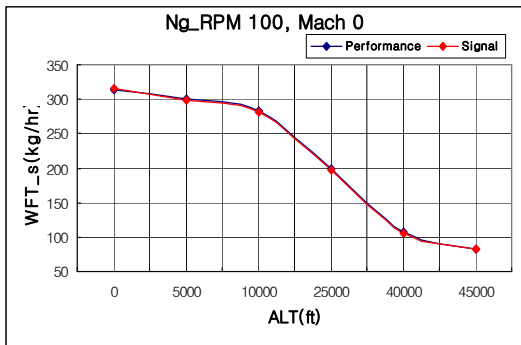


Fig. 5 Results of Condition Monitoring using Proposed on-line Condition Monitoring Program

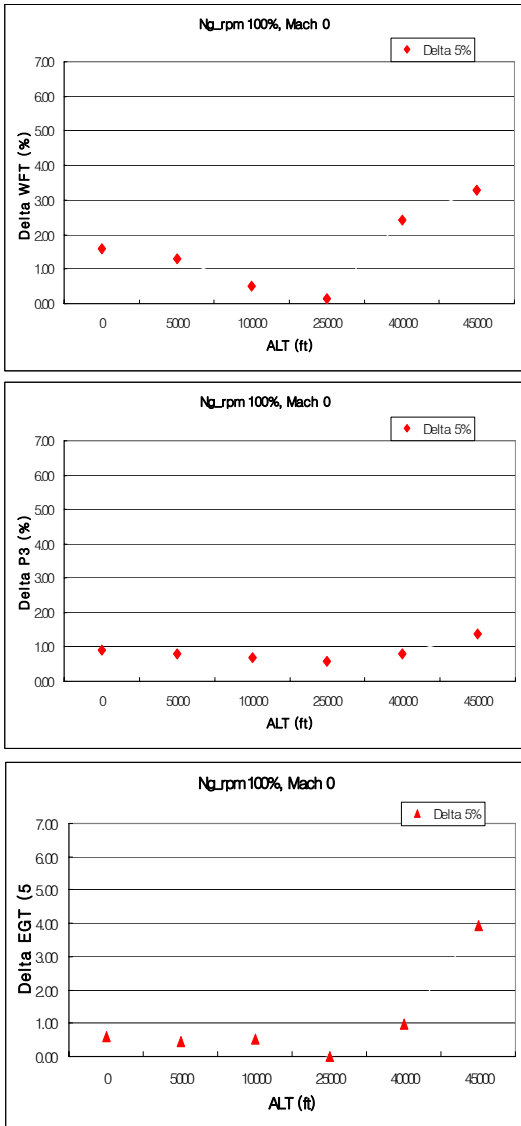


Fig. 6 Results of Changes in the amount of Delta using a Signal Generator Module

## 5. 결 론

항공기의 운용환경에서 기준 엔진 성능모사를 위한 프로그램과 실제 계측데이터로부터의 엔진 성능 차를 계산할 수 있는 프로그램을 개발 하였다. 이는 모델기반 엔진 상태진단 프로그램 개

발을 위한 선행 연구 단계로 기준 성능과 실제 성능의 차를 분석하여 엔진의 현재 상태를 모니터링 한다.

운용환경에서의 일정 고도에 따른 성능 모니터링을 수행하여 개발 프로그램의 신뢰성을 검증하였다.

추후 다양한 조건에서의 정상상태 성능해석과 동적거동 모사가 수행되어야 할 것으로 사료 된다.

본 연구 결과는 추후 실제 항공기의 온라인 상태 진단 시스템에 적용 가능할 것으로 판단된다.

## 후 기

본 논문은 국방과학연구소의 지원으로 수행된 연구결과의 일부이며 지원에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. Urban, L.A., "Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring", Journal of Aircraft, Vol. 10, No. 7, 1973b, pp.400-406
2. Diakunchak, I. S., "Performance Deterioration in Industrial Gas Turbines", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 114, 1992, pp.161-167
3. 공창덕, 기자영, 고성희, 김재환 "SIMULINK를 이용한 헬리콥터 추진시스템의 성능해석에 관한 연구", 한국추진공학회지, 제12권 제1호, 2008, pp44-50
4. 공창덕, 고성희, 기자영, 구영주, 전용민, "터보소프트 엔진의 온라인 상태감시 프로그램 개발에 관한 연구", 한국추진공학회지, 제12권 제6호, 2008, pp.7-11
5. 정 슬, "Simulink 기초사용법과 응용기술", 도서출판 아진, 2007
6. 정 슬, "제어시스템 분석과 MATLAB 및 SIMULINK의 활용", 청문사, 2008