

# 액체로켓엔진 상태진단/비상보호시스템 연구

김승한\* · 남창호\*\* · 설우석\*\*\*

## Study on the Liquid Rocket Engine Health Monitoring and Emergency Protection System

Seung-Han Kim\* · Chang-Ho Nam\*\* · Woo-Seok Seol\*\*\*

### ABSTRACT

This paper reviews on the LRE health monitoring and emergency protection system to protect test object engine system and engine test facility, in case of various fault occurrence at LRE testing. General composition and major technical consideration of LRE health monitoring system and emergency protection system are reviewed. Moreover, some application of LRE health monitoring/emergency protection system to development test of major LRE component such as turbopump testing, gas generator and combustion chamber test are reviewed.

### 초 록

액체로켓엔진시스템 개발 시험 중 발생할 수 있는 각종 이상 징후 발생 시 이를 사전에 감시하고, 비상상황 발생 시 시험대상 엔진과 시험설비를 보호하기 위한 엔진 상태진단 및 비상보호시스템에 대해 살펴보았다. 비상보호시스템의 일반적인 구성과 관련된 주요 기술 고려사항을 검토하였다. 또한, 터보펌프, 가스발생기 및 연소기 등의 엔진 주요 구성품의 개발시험에 적용된 상태진단 및 비상보호시스템에 대한 적용 사례에 대해서도 살펴보았다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Health monitoring(상태진단), Emergency Protection System(비상 보호 시스템)

### 1. 서 론

액체로켓엔진의 상태진단 및 비상보호시스템은 엔진 개발시험에서 추가 시험에의 투입 가능

성 및 엔진의 추가 사용 가능성에 대한 결정을 내리기 위해 사용된다[1]. 이러한 진단시스템은 엔진 제어변수의 처리 분석과 엔진 구조의 외관 검사, 수차례의 엔진시스템 연소시험 이후에 오작동의 가능성을 판단하기 위해 엔진의 오류 검출을 담당하여 엔진개발 담당자들이 엔진 시험 후에 엔진의 정상작동에 대한 결정을 내릴 수 있도록 해준다.

\* 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 엔진팀  
\*\* 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 엔진팀  
\*\*\* 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 엔진팀  
연락처, E-mail: detokim@kari.re.kr

본 논문에는 액체로켓엔진 개발 시험을 위한 비상보호 시스템 변수들의 결정에 대한 내용이 제시되었다. 엔진시스템의 냉각, 엔진 시동, 정상 상태 작동, 엔진 종료 등과 같은 액체로켓엔진 시험의 주요 단계에서 가능한 비정상적인 상황들과 엔진시스템과 엔진 시험설비에서 진행되는 상황에 대한 비상보호 시스템 변수들의 결정을 위한 검토가 수행되었다.

## 2. LRE 상태진단 및 비상보호시스템

액체로켓엔진 상태 진단 및 비상 보호 시스템의 개발순서는 아래와 같다.

- 엔진 개발 시험 시 엔진 오작동의 특성 분석
- 발생 가능한 엔진시스템 실패확률 제거 방안 확보 및 실패 결과 분석
- 엔진 시스템의 비상 상황의 리스트 작성
- 엔진 제어변수의 리스트를 작성
- 비상정지 시스템의 알고리즘과 로직 개발
- 비상정지 시스템 시험 프로그램개발
- 비상정지 시스템의 시험
- 비상상황 대처확률 및 엔진 종료 명령 오작동 확률 제거 평가 절차 개발

### 2.1 LRE 시험수행 과정의 상태변수 진단기법

액체로켓엔진과 시험설비의 비상보호 및 상태 진단을 위한 시스템에서 감시대상이 되는 특정 측정변수들의 항목은 엔진의 설계목적과 구성, 사용 추진제와 운용조건에 따라 결정된다.

액체로켓엔진의 상태를 알 수 있는 주요 상태 변수들과 측정 수단에 대한 주요 요구조건들은 다음과 같다:

- A. 감시대상 상태 변수 간 중복성이 없을 것
- B. 오작동 시 상태 변수 시간당 변화율이 클 것
- C. 신뢰도를 저주파 및 고주파 상태변수 조합
- D. 측정 및 분석 장비의 감도/속도가 높을 것
- E. 엔진 상태변수의 측정이 용이할 것

## 2.2 액체로켓엔진 시험 중의 엔진 비상 보호 기법

### 2.2.1 액체로켓엔진 운용 시 감시 대상 변수

액체로켓엔진의 비상보호시스템은 엔진 작동의 각 단계에 대해 아래의 사항을 감시하는 것이 일반적이다.[1,2]

시동 전이 구간

- 점화시스템 구동: 점화기 온도, 압력 감시
- 펌프 구동: 회전수, 엔진 입구 압력 감시
- 연소기 구동: 연소기 압력 감시

정상 운용 구간

- 터빈 입구부에서의 가스발생기 출구 온도
- 연소기 압력
- 펌프 회전수
- 펌프 입구 압력

- 일축 방식 터보펌프의 경우 IPS 압력감시

종료 전이 구간

- 터보펌프 회전속도
- 터빈 입구부에서의 가스발생기의 가스온도
- 연소기 분사기 헤드와 가스발생기의 퍼지압력
- 연소실 압력

### 2.2.2 비상보호시스템의 속도와 신뢰성 요구조건

일반적으로 엔진 시험 과정에서 발생한 엔진 오류 발생 사례에 대한 분석 결과 특정 비상상황의 발생으로부터 비상보호시스템의 응답시간이 100msec를 이내여야 한다.

비상보호시스템의 연산속도의 증가는 응답 시간을 줄이고, 엔진 손상을 일으킬 수 있는 비상 상황에 대한 대처 비율을 증가시키는 반면에, 상태변수 처리 알고리즘의 간소화에 의한 손실이라는 측면에서 처리 속도의 증가는 오작동 상태 판단 오류 가능성을 증가시키는 경향이 있는데 비상보호시스템의 속도와 신뢰성 사이의 절충점을 찾는 것은 매우 중요한 부분이다.

## 2.3 비상보호시스템의 알고리즘과 소프트웨어

각 시간 구간에서 엔진 비상 종료 명령을 발생시키기 위한 결정 규칙이나 조건은 특정 감시 설정값과 운용 상태변수를 비교하는 블록을 포함하는 논리적 표현으로 정의되고, 하나의 기준에서 다른 기준으로의 변환은 시간이나 혹은 제어시스템으로부터의 명령에 의해 수행된다.

비상보호시스템 소프트웨어는 일반적으로 다

음과 같은 구성 요소를 포함한다.

- 비교 블록의 매크로 정의 함수
- 엔진 상태변수 감시 프로그램
- 제어프로그램
- 리셋프로그램
- 측정자료 처리프로그램
- 엔진 비상 종료 명령 발생 프로그램

### 3. 액체로켓엔진 비상보호시스템 적용 사례

#### 3.1 터보펌프 개발 시험에서의 진동을 이용한 상태 진단

액체로켓엔진의 터보펌프는 고온과 고압, 고속 회전, 높은 출력 범위와 같은 극한 조건에서 작동하는 엔진구성품으로 고압 액체로켓엔진에서의 실패요인 중 중요한 부분을 차지하고 있는데 발생 가능한 비상 상황은 다음과 같다[2].

- 1) 허용 가능 회전속도 초과에 의한 베어링 파손
- 2) 회전체의 축 결합 불량에 기인한 회전체와 케이싱의 접촉에 의한 터보펌프 파손
- 3) 터보펌프 부품의 피로파괴

이 중에서 허용 한계 범위 이상의 회전속도 운용에 의한 시험기 파손은 제어시스템의 오작동으로 인해 터보펌프 터빈 매니폴드에 설정 값 이상의 압력이 공급된 경우와 천이구간에서 발생한 캐비테이션에 기인한 것으로 나눌 수 있다.

터보펌프 회전체의 축 결합 불량으로 인한 시험기 파손이나 단위 부품의 피로파괴는 터보펌프의 설계 오류나 조립시의 오류에 기인한 것으로 볼 수 있다. 이러한 부분은 엔진 시험 이전의 상사조건시험이나 저출력 시험에서 충분히 검증되어야 한다. 이러한 부분을 확인하고 방지하기 위해서는 진동신호를 사용하여 제거할 수 있으나 이를 위해서는 터보펌프에 대하여 충분한 사전시험을 통해 진동특성을 분석하여 각 터보펌프에 대한 시험결과의 통계적인 경향성이 충분히 입증되어야만 한다. 이를 통해 각각의 시험기에 적용 가능한 비상정지 알고리즘의 개발이 가능하다. 진동 시험 이외의 터보펌프 비상상황 판단을 위한 변수는 터보펌프의 회전속도이다.

터보펌프의 진동 신호로부터 엔진의 상태감시

를 효율적으로 수행하기 위해서는 진동신호의 시공간과 주파수공간에서의 특성 값들을 아래와 같이 나타낼 수 있다.

#### 3.1.1. 터보펌프 진동신호의 시간 공간 변수

진동신호의 시공간변수로는 raw data에서 추출한 peak, peak-to-peak, 평균값, 표준편차, Root Mean Square (RMS), auto-correlation, cross-correlation 등을 들 수 있다. 이 중에서도 기존의 해외 엔진시험의 결과 분석으로부터 peak, RMS, autocorrelation 등이 시간 공간에서의 터보펌프 진동 특성을 특징적으로 대변할 수 있는 변수들로 추천되어진다[3].

시간공간에서의 터보펌프 진동신호에 기반을 둔 분석은 엔진이 정상상태로 작동하는 구간에 대해서만 적용하는 것이 일반적이다.

#### 3.1.2. 터보펌프 진동신호의 주파수 공간 변수

일반적으로 터보펌프 시험 실패 시 관찰된 진동 자료 분석으로부터 터보펌프의 진동신호에는 아래의 성분들이 혼재하는 것으로 알려져 있다 [3].

- 회전체 회전수의 정수배에 해당하는 주파수, 최대 12배의 harmonic 주파수
- 터보펌프의 1차 및 2차 고유주파수 성분 진동
- 회전체의 축 방향 고유진동수
- 가스발생기 내부 연소진동에 의한 압력섭동 주파수 성분

터보펌프의 진동신호에 기반을 둔 터보펌프 상태감시를 위해서 아래 사항을 고려하는 것이 필요한 것으로 알려져 있다[3].

- 로터 회전체의 회전속도에 해당하는 주파수에서 측정된 진동크기와 정격회전 주파수의 정수배 주파수에서 측정된 진동크기의 비율

#### 3.2 가스발생기 개발 시험에서의 비상정지 판단 조건

가스발생기 측면에서 발생 가능한 비상상황은 다음과 같다.

- 1) 출구 온도 허용한계 초과에 의한 시험기 파손
- 2) 고주파 연소불안정에 의한 시험기의 파손
- 3) 점화구간 과도 압력으로 인한 시험기 파손

가스발생기 출구가스 온도의 허용가능 범위 이상의 증가는 제어시스템의 오류나 잘못된 설정 값으로 인해 발생할 수 있다.

연소불안정으로 인한 비상상황을 조기에 차단하여 시험기의 파손을 막기 위해서는 고주파 압력섭동 및 진동을 실시간으로 감시, 판단하는 모듈이 비상보호시스템에 있어야 한다. 따라서 가스발생기에 대해서는 온도와 정압, 고주파 진동 변수를 비상정지 판단용 감시 항목으로 고려하여야 한다.

### 3.3 연소기 개발 시험용 비상정지시스템 구성

가압식 연소기의 개발시험에서 활용한 비상정지시스템(Fig. 1)은 엔진 시험 도중에 예측하지 못한 정압이나 온도의 값으로 인한 혹은 고주파 진동연소 등의 비상상황 발생 시 최단시간에 시험을 중단하여 시험설비와 엔진을 보호하기 위한 것이다[4].

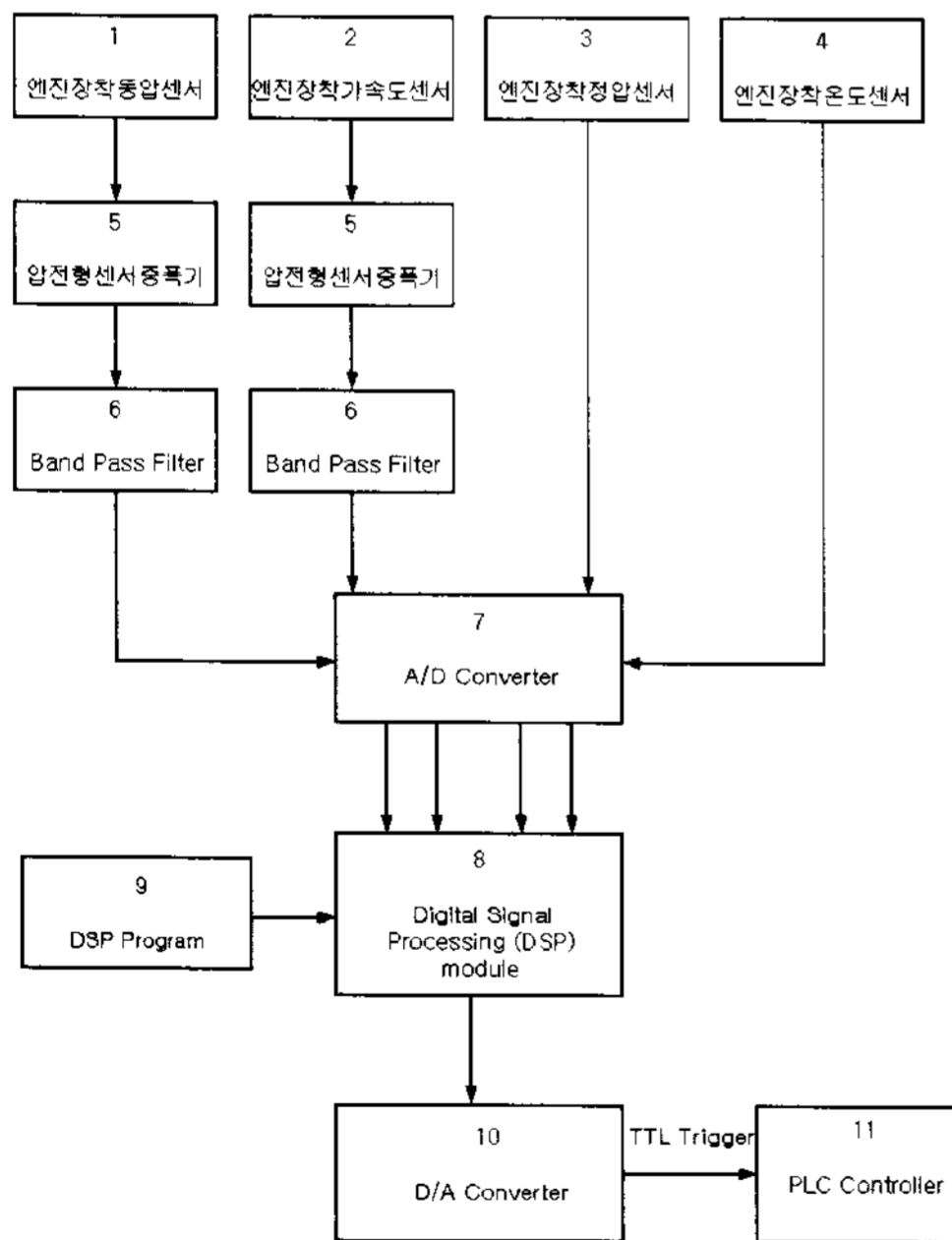


Fig. 1 진동 분석 고주파 비상보호시스템 개념도

#### 3.3.1 고주파 상태변수

엔진의 정상연소기간과 연소불안정 구간에 특징적인 변화는 동압과 가속도의 진폭이 급격하

게 커진다는데 있기 때문에 고주파 진동연소에 대비한 비상정지 시스템에서는 엔진 내의 동압과 가속도신호를 고려해야만 한다. 고주파 진동연소로 발생하는 연소압력의 진동과 시험설비의 기계 진동을 동압 계측기와 가속도계로부터 받아들인 신호로부터 검출하여 신호의 진동수, 진폭 및 지속시간을 판별하여 주제어용 컴퓨터에 비상정지를 위한 동기신호를 보내주어, 시험설비의 파괴에 도달하기 전에 연소시험을 정지시키는 기능을 가진다.

고주파 연소불안정이 나타나지 않는 정상연소 구간(Fig. 2에서 30.4초에서 30.41 초까지 구간, 30.415 초 이후에 고주파진동연소 발생)에서의 고주파 동압 및 가속도 신호의 비상정지 판단을 위한 진폭기준은 정상상태에서 계측된 값의 2배로 설정할 수 있으며, 이러한 비상정지 설정 진폭을 이용하여, 고주파 진동연소의 비상정지를 판단하는 것은 두 가지 방식을 사용할 수 있다.

- 시간영역에서의 고주파 신호 감시 방식

고주파 비상정지 판단 시스템의 판단 방식은 단위 판단 시간창의 데이터 중에서 고주파 동압 및 가속도 비상정지 설정 진폭 이상으로 판단될 경우에 비상 정지 상황으로 판단하여 시험을 종료하게 된다.

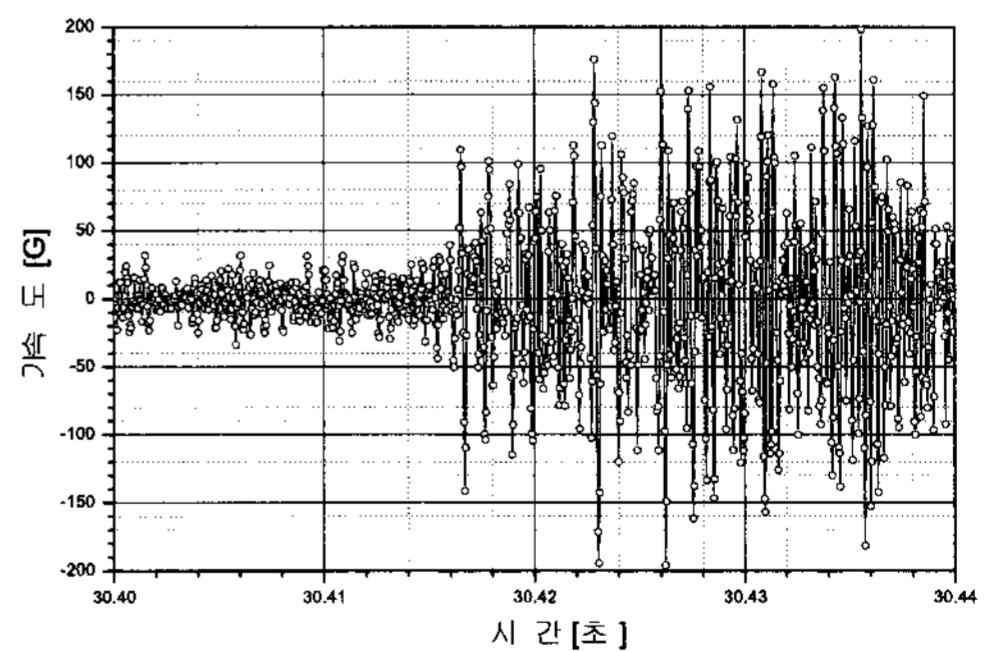


Fig. 2 연소기 연소불안정 발생 시 진동-시간 선도

- 주파수 영역에서의 고주파신호 감시 방식

이 기능은 단위 판단 시간에서 획득된 신호를 실시간 FFT를 이용해서 주파수영역으로 변환하여, 특정 설정 주파수범위에서의 스펙트럼의 최

고치가 상기의 고주파 동압 및 가속도 비상정지 설정 진폭보다 커지는 경우에 비상정지 신호를 발생시키는 방식이다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 액체로켓 엔진시스템 개발 시험 중 발생할 수 있는 각종 이상 징후 발생 시 이를 사전에 감시하고, 비상상황 발생 시 시험대상 엔진과 시험설비를 보호하기 위한 엔진 상태 진단 및 비상보호시스템에 대해 살펴보았다.

이러한 분석은 향후 진행될 엔진시스템 및 엔진 주요 구성품의 개발시험을 위해 개발될 액체로켓엔진 상태진단 및 비상정지시스템에 적용하여 전체 엔진개발 프로그램의 안정성 향상에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

#### 참 고 문 헌

1. John A. Klea, "Designing a Reliable, Cost Effective Health Monitoring System for Expendable Rocket Engines", 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000
2. 秋葉 鑛二郎 외, "액체수소-액체산소 터보펌프 열주시험", TP/Expr RPT JPN0011
3. XIE Guang-jun 등, "Health Monitoring System of Turbopump", 41th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2005
4. 김승한, "비상정지 시스템용 Digital Signal Processing Module 설계 구성안", 항공우주연구원 내부자료, 2004.