

액체로켓엔진 비상보호시스템 연구

김승한* · 한영민*

Study on the Emergency Protection System of Liquid Rocket Engine

Seung-Han Kim* · Yeoung-Min Han*

ABSTRACT

This paper describes the main considerations for the development of engine emergency protection system and applications to preliminary engine development tests. Emergency protection system performed its role without failure to shutdown test very quickly for the prevention of development of malfunctioning of test articles, which protected test articles and test facility in all abnormal situation occurred during preliminary engine development test program. This results will be used for the development of engine emergency protection system.

초 록

본 논문에서는 엔진 비상보호시스템 구성 시 주요 고려 사항과 엔진 선행 개발 시험에서의 적용 사례를 제시하였다. 액체로켓엔진 선행 개발 시험을 위해 적용된 비상보호시스템은 시험 중 발생한 모든 오작동 상황에서 오류 없이 작동하여 시험을 중지함으로써 추가적인 오작동의 전파를 방지하여 시험시제와 시험설비를 안전하게 보호하는 역할을 성공적으로 수행하였다. 본 연구 결과는 향후 엔진시험을 위한 비상보호시스템 개발 시 유용하게 활용될 것이다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Emergency Protection System(비상보호시스템), Turbopump-Gas generator Coupled Test(터보펌프-가스발생기 연계시험)

1. 서 론

우주발사체용 액체로켓엔진 개발에 있어 가장 중요한 부분은 비행 시험 전 지상에서의 시험을 통해 설계검증을 수행하고 위험도를 낮추며, 신

뢰도를 입증하는데 있다. 이러한 엔진 개발 시험의 각 단계에서, 특히 시험시제의 기술적 준비도(Technical readiness level)가 낮은 엔진 개발 초기 단계 시험시제의 시험을 성공적으로 수행하기 위해서는 액체로켓엔진의 작동변수를 실시간으로 감시하면서 엔진의 비정상 작동 시에 자동으로 시험을 중지하여 액체로켓엔진 및 엔진 시험설비를 보호하기 위한 비상보호시스템은 엔진

* 한국항공우주연구원 추진시험팀

† 교신저자, E-mail: detokim@kari.re.kr

프로그램의 성공적 수행에 필수적이다. 액체로켓 엔진의 비상보호시스템은 엔진시스템 및 엔진 구성품의 기술적인 상태를 실시간으로 평가하는 감시 기능과 이러한 상태변수 감시를 통해 엔진이 비정상 작동하는 경우에 신속히 엔진을 정지하여 엔진 실패모드의 추가 전파로 인한 엔진 구성품, 엔진시스템 및 시험설비 시스템의 손상을 방지하기 위한 것이다[1, 2, 3].

본 논문에서는 액체로켓엔진 비상보호시스템 개발을 위한 개발 로직, 요구조건 및 감시 대상 작동 변수 선정 기준을 검토하고 엔진시스템의 각 구성품에서의 주요 오작동 상황을 검토하였다. 액체로켓엔진 선행기술 개발 시험에서의 비상보호시스템 적용 사례를 제시하고 분석하였다.

2. 액체로켓엔진 비상보호시스템 개발

2.1 액체로켓엔진 비상보호시스템 개발 순서

특정 엔진 개발 시에 상태진단시스템이나 비상보호시스템에서의 엔진 작동변수의 선정은 실패모드별 발생 가능성 분석 후 수행되고, 이는 추진제 종류, 엔진시스템, 추력 크기와 엔진 구성품의 제작 방식 등의 원인에 따라 서로 다른 형태를 가질 수 있다[2].

액체로켓엔진 비상보호시스템의 개발 순서는 아래와 같다.

- 엔진 시험 시 엔진 오작동의 특성 분석
- 발생 가능한 엔진 시험 실패 사례/원인 분석
- 엔진 시스템의 오작동 상황 선정
- 감시 대상 엔진 작동변수 선정
- 비상보호시스템의 알고리즘과 로직 개발
- 비상보호시스템 시험 프로그램 개발
- 비상보호시스템 시험
- 비상보호시스템 신뢰도 향상

2.2 액체로켓엔진 작동변수 선정 기준

액체로켓엔진과 시험설비의 비상보호시스템에서 감시대상이 되는 특정 작동변수는 엔진의 설계 목적과 구성 형태, 사용 추진제와 운용 조건에 따라 결정된다.

액체로켓엔진의 주요 작동 변수 중 비상보호 시스템 감시대상 변수 선정을 위한 주요 요구 조건들은 다음과 같다:

- 감시대상 작동변수 간 중복성 배제
- 오작동 시 작동변수 시간당 변화율이 클 것
- 신뢰도/응답성을 고려한 작동변수 조합 선정
- 측정 및 분석 장비의 감도/속도가 높을 것
- 엔진 작동변수의 측정이 용이할 것

2.3 엔진 시험 기간 중 감시 대상 인자

액체로켓엔진의 비상보호시스템은 엔진 작동의 각 단계에 대해 Table 1의 엔진 작동변수를 감시하는 것이 일반적이다[1].

Table 1. 엔진 시험 시 감시 대상 작동 변수

작동 구간	감시 대상 작동 변수
시동 구간	- 점화기 온도, 압력 - 터보펌프 회전수, 입구 압력 - 연소 압력
정상 작동	- 가스발생기 출구 온도 - 연소기 압력 - 터보펌프 회전수, 입구 압력 - 터보펌프 Inter-Propellant Seal 압력
종료 구간	- 터보펌프 회전속도 - 가스발생기의 출구 온도 - 퍼지 압력 - 연소실 압력

2.4 비상보호시스템의 속도와 신뢰성 요구조건

일반적으로 엔진 시험 과정에서 발생한 엔진 오류 발생 사례에서, 오작동 상황의 추가 전파를 차단하고 엔진을 보호하기 위해서는 특정 비상상황의 발생시점으로부터 비상보호시스템의 판단이 100msec 이내에 이루어져야 한다.

비상보호시스템의 연산속도의 증가는 응답 시간을 줄이고, 엔진 손상을 일으킬 수 있는 비상상황에 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.

3. 액체로켓엔진 비상보호시스템 구성

액체로켓엔진시스템에서 발생 가능한 각종 비정상 작동 상황에 대해서는 앞서 언급한 바 있다. 엔진시스템 시험에서 발생 가능한 비상상황은 크게 연소기, 가스발생기, 터보펌프, 공급계부품 및 시험설비 측면으로 구분할 수 있으며 비상보호시스템은 이를 고려하여 구성되어야 한다.

3.1 연소기 및 가스발생기의 비정상 작동

- 연소기 측면에서 발생 가능한 비상상황

- 1) 고주파 연소불안정
- 2) 냉각/구조 문제로 인한 재생냉각 채널 손상
- 3) 점화 충격 혹은 점화 실패

- 가스발생기 측면에서 발생 가능한 비상상황

- 1) 출구가스 온도 허용한계 초과로 터빈 파손
- 2) 고주파 연소불안정에 의한 터빈 파손
- 3) 점화 충격 혹은 점화 실패

가스발생기 출구가스 온도의 허용 가능 범위 이상의 증가는 제어시스템의 오류나 잘못된 설정 값으로 인해 발생할 수 있다. 이러한 비상상황의 관측을 위해 가스발생기 출구에 온도센서를 장착하여 출구온도를 감시하는데, 복수의 온도센서로부터의 측정값을 비상보호시스템의 독립적인 채널로 입력되어 비상보호시스템의 신뢰도를 높일 수 있다.

연소기와 가스발생기 연소불안정 발생은 설계의 문제로 개발시험 과정에서 연소안정성 평가 시험을 통해, 실제 엔진시스템 작동 시의 연소기와 가스발생기 작동 영역에서 연소불안정이 발생하지 않음을 입증하여야 한다. 연소불안정으로 인한 비상 상황을 조기에 차단하여 시험시제의 파손을 막기 위해서는 고주파 압력섭동 및 진동을 실시간으로 감시, 판단하는 모듈이 비상보호시스템에 있어야 한다. 하지만 고주파 진동신호를 이용하는 경우에는 잘못된 비상정지명령 작동을 최소화하기 위해서 이전의 개발시험에서 얻어진 압력 섭동 및 진동 신호의 분석을 통해 통계적으로 의미 있는 비상정지 조건의 선정이 필수적이며, 이에 기반을 둔 비상보호알고리즘 개발이 필수적이다.

연소기/가스발생기 점화 전이구간에서의 이상 과도압력 생성은 추진제의 점화지연이 과도하게 되어 연소실 내부에서 미연 추진제의 과다 축적 및 순간적인 폭발적인 연소반응이 발생하는 경우에 발생할 수 있다.

3.2 터보펌프의 비정상 작동

- 터보펌프 측면에서 발생 가능한 비상상황

- 1) 임계 회전수 초과 시 베어링의 파손
- 2) 회전체 축 결합 불량으로 인해 고속 회전 시 회전체-케이싱의 접촉에 의한 터보펌프 파손
- 3) 터보펌프 부품의 피로파괴
- 4) 캐비테이션에 의한 터보펌프 파손

터보펌프 오작동 판단을 위한 기본적인 작동 변수는 터보펌프의 회전속도이다. 허용 한계 범위 이상의 회전속도 운용에 의한 시험기 파손은 엔진 제어시스템의 오작동으로 인해 터빈 매니폴드에 설정값 이상의 압력이 공급된 경우와 터보펌프 탈설계 조건으로의 전이구간이나 캐비테이션 영역 시험 시 펌프부에서 발생한 캐비테이션에 기인한 펌프 파손으로 나눌 수 있다.

터보펌프 회전체의 축 결합 불량으로 인한 시험기 파손이나 단위 부품의 피로파괴는 터보펌프의 설계 오류나 조립 시의 오류에 기인한 것으로 볼 수 있다. 이러한 부분은 터보펌프 실추진제 시험 이전의 상사조건 시험이나 저회전수 시험에서 충분히 검증되어야 한다. 실추진제를 이용한 시험에서 이러한 부분을 확인하고 방지하기 위해서는 진동신호를 사용하여 제거할 수 있으나 이를 위해서는 사전에 터보펌프에 대한 충분한 사전시험을 통해 진동 특성을 분석하여 터보펌프에 대한 시험결과의 통계적인 경향성이 충분히 입증되어야만 한다. 이를 통해 고주파 진동신호를 이용한 비상정지 알고리즘의 개발이 가능하다[4, 5].

따라서, 엔진시스템 시험 이전에 터보펌프 상사시험 및 실추진제 수류시험 결과로부터 얻어진 진동특성 분석을 통해 엔진 시험 시 적용할 수 있는 진동 특성 값 산정이 수행되어 한다.

3.3 공급계부품의 비정상 작동

- 공급계부품 측면에서 발생 가능한 비정상상황

- 1) 중단밸브의 개폐 불량
- 2) 유량제어밸브의 제어 불량
- 3) 제어 부품의 연결부에서의 누설
- 4) 밸브 조립품의 부품 파손
- 5) 제작 결함에 의한 배관 파손이나 강도 파손

3.4 시험설비의 비정상 작동

- 시험설비 측면에서 발생 가능한 비정상상황

- 1) 추진제 런탱크 가압 제어 시스템 오작동
- 2) 추진제 공급 배관에서의 잔류 기포
- 3) 터빈 구동용 기체 압력 조절시스템 오작동
- 4) 터보펌프 IPS 퍼지용 기체 공급시스템 오작동
- 5) 연계시험기 제어 HW/SW 오작동
- 6) 연계시험기 중단밸브 및 유량제어밸브 오작동
- 7) 배관 및 추진제 공급시스템의 피로 파괴

시험설비의 추진제 런탱크 가압 제어시스템의 오작동은 엔진 입구 배관에서의 압력이 각각의 추진제의 캐비테이션 압력보다 낮은 경우에는 터보펌프의 입구에서 캐비테이션을 유발하여 터보펌프의 파손을 야기할 수 있다. 또한 추진제 공급 배관에서의 불충분한 예냉 및 부적절한 기포 제거 절차의 수행에 따라 추진제 공급 배관에 잔류 가능한 기체도 터보펌프 내부에서 캐비테이션을 야기할 수 있다.

터보펌프 조립체의 산화제 펌프와 연료 펌프를 분리하기 위한 Inter-Propellant Seal(IPS)로의 퍼지용 기체 공급시스템도 매우 중요한 변수로 반드시 독립적으로 자동 감시가 수행되어야 한다. IPS로의 퍼지용 기체 공급압력은 추진제 배관에 추진제가 충전되는 시험 준비 단계에서부터 추진제 배관의 추진제가 완전히 배출된 후까지 지속적으로 감시되어야 하는 작동 변수이므로 시험설비 제어시스템에서 interlock 항목으로 구성되어야 한다.

엔진 제어시스템이 오작동하는 경우 목표하는 터보펌프 회전수와 가스발생기 혼합비 등을 실시간으로 제어하지 못하여 시험시제의 손상을 유발할 수 있으므로 사전 점검이 필수적이다.

엔진 중단 밸브 및 유량제어밸브의 오작동은

시동 및 정격 구동 단계에서의 오작동을 유발하여 시동 실패나 점화 실패, 터보펌프 회전수 과다, 가스발생기 혼합비 오작동을 통해 시험시제의 손상을 야기할 수 있다.

4. 액체로켓엔진 시험 시 비상보호시스템 적용 사례

액체로켓엔진 선행 개발 시험에 적용한 비상보호시스템 적용 사례를 연소기 연소시험과 터보펌프-가스발생기 연계시험에 대해 제시하였다.

4.1 연소기 연소시험 적용 사례

우주발사체용 액체로켓엔진 연소기 개발 시험 과정에서 나타난 대표적인 연소기 비정상 작동은 고주파 연소불안정 현상과 이로 인한 연소기 손상이다. 연소기의 연소불안정 발생 시 정상 연소 대비 특징적인 변화는 동압과 가속도의 진폭이 급격하게 커진다는데 있으므로 고주파 연소불안정에 대비한 비상보호시스템에서는 엔진 내의 압력 섭동과 진동 신호를 고려해야 한다. 고주파 연소불안정으로 발생하는 연소 압력 섭동과 시험설비의 진동을 감시하고 주파수, 진폭 및 지속시간을 판별하여 제어기에 비상정지를 위한 동기신호를 보내주어, 연소기의 손상에 도달하기 전에 시험을 정지시키는 기능을 가진다[1, 3].

Figure 1에서 고주파 연소불안정이 발생 이전의 정상연소구간(30.4초에서 30.41 초까지)에서 고주파 압력 섭동 및 진동 신호의 비상정지 판단을 위한 진폭 기준은 정상상태에서 계측값의 적정 배수로 설정할 수 있으며, 이러한 비상정지 설정 진폭을 이용하여, 고주파 연소불안정 비상정지를 판단하는 것은 두 가지 방식을 사용할 수 있다.

- 시간영역에서의 고주파 신호 감시 방식

단위 판단 시간창의 데이터 중에서 고주파 비상정지 설정 진폭 이상으로 판단될 경우에 비상정지 상황으로 판단하여 시험을 종료하게 된다.

- 주파수 영역에서의 고주파신호 감시 방식

단위 판단 시간에서 획득 신호를 실시간 FFT로 주파수영역으로 변환하여, 설정 주파수범위에

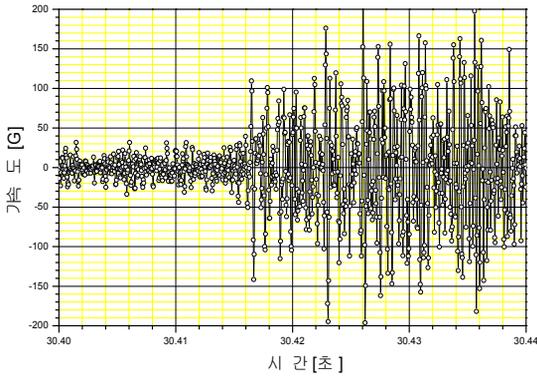


Fig. 1 연소기 연소불안정 발생 시 진동-시간 선도

서의 스펙트럼의 최고치가 상기의 고주파 동압 및 가속도 비상정지 설정 진폭보다 커지는 경우에 비상정지 신호를 발생시키는 방식이다.

4.2 터보펌프-가스발생기 연계시험 적용 사례

30톤급 액체로켓엔진 선형기술 개발을 위한 터보펌프-가스발생기 연계시험 수행 시 발생한 비정상 작동 상황을 Fig. 2~8에 제시하였다[6].

Figure 2의 시험 A는 터보펌프 시동 중 터보펌프 회전체와 케이싱의 접촉 발화에 의한 시험 실패 사례이다. 여기서 비상정지 신호는 터보펌프 회전수 초과 조건에서 발생하였으나 회전수 초과는 시험 실패의 원인이 아닌 결과이다.

Figure 3의 시험 B는 터보펌프 터빈 구동용 가스 공급 시스템의 제어부품의 오작동으로 인해 고압 가스가 설정값을 초과하여 공급된 경우로 터보펌프 회전수 상한 초과로 비상정지가 발생한 경우로 시험시체의 손상은 발생하지 않았다.

Figure 4의 시험 C는 가스발생기 혼합비 유량 제어밸브의 피로파괴에 의해 가스발생기 유량제어밸브의 개도 조절이 불가하여 가스발생기 온도 상승 조건에 의해 비상정지가 이루어졌다.

Figure 5의 시험 D는 터보펌프 회전수 조건에 의해 비상정지된 경우로 원인은 가스발생기 혼합비 제어밸브의 제어시스템의 오류에 의해 가스발생기 혼합비 제어밸브의 과도한 개방에 의

한 터보펌프 회전수 증가로 인해 발생하였다.

Figure 6의 시험 E는 터보펌프 터빈 후방 배관의 피로파괴에 의한 배관 누설로 터빈 압력비 감소(Fig. 7)에 의해 터빈 동력이 증가하여 터보펌프 회전수 조건에 의해 비상정지가 이루어졌다.

Table 2에 터보펌프-가스발생기 연계시험 시 발생한 비정상 상황에 대한 원인을 제시하였다. 비상정지명령 발생은 터보펌프 회전수에 의한 경우가 많지만 이것은 오작동의 원인이 아니라 결과가 나타난 것이며 공급계 부품의 피로손상 및 제어시스템의 오작동에 의한 경우가 주로 나타났다으며 가스발생기 고온 가스에 의한 오작동의 경우에도 가스발생기 오류가 아닌 제어시스템의 오류에 기인한 것이다.

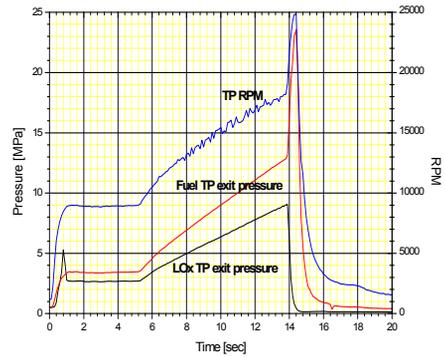


Fig. 2 시험 A: TP 회전수, 펌프 토출압

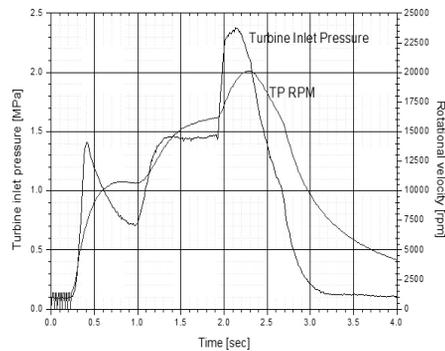


Fig. 3 시험 B: 터빈가스 압력, TP 회전수

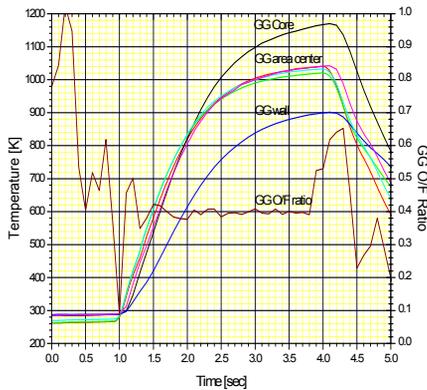


Fig. 4 시험 C: 터빈가스 온도, O/F 비

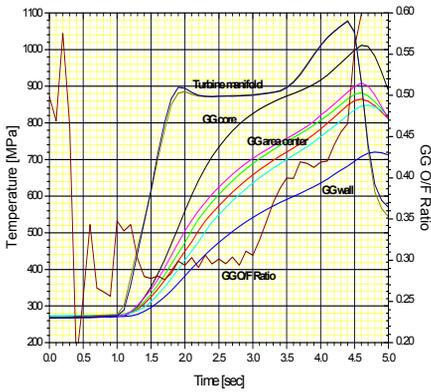


Fig. 5 시험 D: 터빈 가스 온도, O/F 비

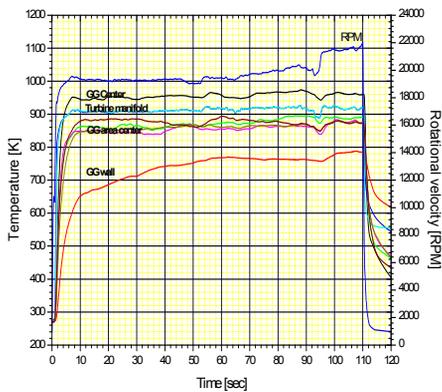


Fig. 6 시험 E: TP 회전수, 터빈가스 온도

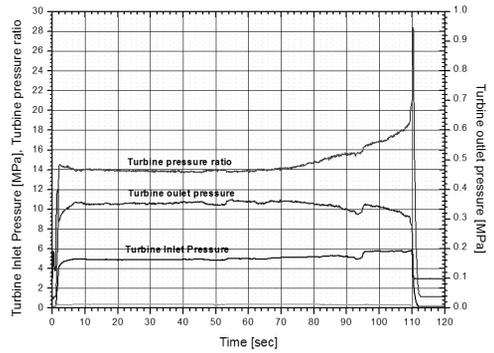


Fig. 7 시험 E: 터빈 전후단 압력 및 압력비

Table 2. TP+GG 연계시험 시 오작동 원인 분류

오작동 원인	A	B	C	D	E
TP 회전수 초과					
TP 회전체 접촉	○				
부품 피로 파괴		○	○		○
GG 고온 가스			○	○	
제어 H/W 오류		○	○		
제어 S/W 오류				○	

연소기 연소시험 및 터보펌프-가스발생기 연계 시험 수행 중 발생한 오작동 상황에 대해 비상 보호시스템 작동의 신뢰성을 확인할 수 있었다. 또한, 시험 일정 및 시험 비용 증가를 야기할 수 있는 잘못된 비상정지 명령에 의한 시험 정지는 없었다. 결과적으로 엔진 선행 기술 개발 시험과정에서 적용된 비상보호시스템은 시험 수행 중 발생한 모든 비정상 작동 상황에 대해 시험시제와 시험설비의 안전을 성공적으로 보장함으로써 작동성과 신뢰성을 입증하였다.

5. 결 론

액체로켓엔진 시험 중 오작동 상황 발생 시 시험대상 엔진과 시험설비를 보호하기 위한 비상보호시스템의 구성과 고려 사항을 검토하였다. 또한, 액체로켓엔진 선행 기술 개발 시험 과정에서 나타난 비정상 작동 상황을 분석하고 비상보호시스템의 적용 사례를 검토하였다.

참 고 문 헌

1. 김승한, 남창호, 설우석, “액체로켓엔진 상태 진단/비상보호시스템 연구”, 한국추진공학회, 2009년 추계학술대회 논문집
2. John A. Klea, “Designing a Reliable, Cost Effective Health Monitoring System for Expendable Rocket Engines”, 36th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2000
3. 김승한, “비상정지 시스템용 Digital Signal Processing Module 설계 구성안”, 항공우주연구원 내부자료, 2004
4. 秋葉 鏞二郎 외, “액체수소-액체산소 터보펌프 열주시험”, TP/Expr RPT JPN0011
5. XIE Guang-jun 등, "Health Monitoring System of Turbopump", 41th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2005
5. 김승한, 남창호, 김철웅, 문윤완, 설우석, “터보펌프+가스발생기 개회로 연계시험”, 한국추진공학회, 2008년 추계학술대회 논문집