

# 액체로켓엔진 연소시험설비 예비설계

김승한\* · 한영민\*

## Preliminary Design of Liquid Rocket Engine Test Facility

Seung-Han Kim\* · Yeoung-Min Han\*

### ABSTRACT

This paper describes the results of preliminary design of rocket engine test facility for the performance evaluation of liquid rocket engine. Design specification and composition of rocket engine test facility are suggested based on the design requirements. The results of the preliminary design of rocket engine test facility will be used as base data for the detail design and construction of rocket engine ground test facility of KSLV-II 75tonf liquid rocket engine.

### 초 록

본 논문은 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 액체로켓엔진의 성능평가를 위한 엔진 지상 연소시험설비 예비설계 결과를 기술하였다. 엔진 지상 연소시험설비의 설계 요구조건에 기반한 설계 규격 및 설비 구성을 제시하였다. 엔진 지상 연소시험설비 예비설계 결과는 향후 한국형발사체 75톤급 엔진 지상 연소시험설비의 상세설계 및 구축을 위한 기본 자료로 활용될 예정이다.

**Key Words:** Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Liquid Rocket Engine Test Facility(액체로켓엔진 연소시험설비), KSLV-II(한국형발사체)

### 1. 서 론

우주발사체 개발에 있어 액체로켓 추진시스템의 비행 전 지상 시험을 통한 작동성 및 신뢰도 검증은 우주발사체 임무 성공에 있어 핵심적인 부분이며 추진기관 시험의 최종 목표는 개발 프로그램의 위험도 저감에 있다[1, 2].

한국항공우주연구원에서는 KSR-III 가압식 액체로켓엔진 개발 이후에 한국형발사체용 터보펌프 방식 액체로켓엔진 개발을 위한 선행 연구를 수행해오고 있으며 이 과정에서 30톤급 연소기, 가스발생기, 엔진공급계, 터보펌프 등의 엔진 구성품 개발을 위한 시험설비를 자체 구축/운용하고 있다. 하지만 액체로켓엔진 시스템 시험설비가 확보되지 못한 이유로 제한된 형태의 하부시스템 연계시험만이 국외에서 수행된 상태이다.

한국항공우주연구원에서는 한국형발사체개발사업의 75톤급 액체로켓엔진 개발 시험 수행을 위해 액체로켓엔진 지상 연소시험설비 구축을 계획하고 있으며 액체로켓엔진 지상 연소시험설

\* 한국항공우주연구원 추진시험팀

† 교신저자, E-mail: detokim@kari.re.kr

비의 개념/기본설계를 진행하였다[3]. 본 논문은 한국항공우주연구원에서 진행 중인 한국형발사체 75톤급 액체로켓엔진 지상 연소시험설비 설계를 위한 구성 개념, 시험요구조건, 해외 사례 검토 및 예비설계 결과를 제시하였다.

## 2. 액체로켓엔진 연소시험설비 요구조건

### 2.1 액체로켓엔진 시험 목적

우주발사체용 액체로켓엔진 시험의 목적은 아래와 같다[2].

- 설계, 해석, 제작 공정, 설계 수정 타당성 검증
- 엔진 작동변수의 허용 가능한 범위(설계 마진)를 결정하기 위한 설계점 및 탈설계점에서의 천이 및 정상상태에서의 엔진 구성품 및 엔진시스템의 작동 특성 확인
- 엔진 구성품의 열전달 및 구조 성능 확인 및 해석 모델 및 설계 도구의 검증 및 개선을 위한 비교 결과 확보
- 엔진 성능의 재현성, 지속성 확인
- 엔진 작동의 준비도 및 비행 타당성 입증
- 발사체 임무 성공을 달성하기 위한 위험도 저감 및 신뢰도 증가
- 연소안정성 및 공급계 시스템 불안정성 거동 확인 및 안정성 입증
- 발사체 단/엔진 인터페이스 정합성 확인
- 엔진 수명 및 유지/보수 요구조건 데이터 확보, 재설계를 통한 제품 성능 향상, 및 엔진 추력 및 혼합비 분산 거동 및 성능 입증
- 엔진 작동 환경에서의 엔진구성품 및 부시스템의 성능 확인 및 제어시스템 입력과 주요 엔진 작동 변수의 반응 사이의 관계 확인

### 2.2 액체로켓엔진 시험 요구조건

Table 1에 엔진시스템 시험 항목을 제시하였는데 일반적으로 엔진 개발의 초기 시험에서는 엔진의 예냉 및 안정적인 점화 절차를 확보하는 것이 주목적이고, 이후 엔진 시동 및 종료 절차를 개선해 나가는데 많은 노력이 투입된다. 또한 엔진 작동영역에서의 엔진구성품 및 엔진 시스템의 성능평가 이후에 비행 시에 겪게 되는 각종 비행환경조건에서의 엔진 작동성 입증을 위한 시험들을 수행하게 된다.

Table 2에는 엔진 개발시험과 수락시험에서 검증되어야 할 항목들이 비교되어 있는데, 발사체에 장착될 엔진의 발사체로의 납품 전 수락시험은 엔진의 내구성 및 기대수명에 미치는 영향을 최소화하기 위해 엔진 개발시험 및 엔진 입증시험에 비해 제한적인 범위에서의 최종 검증이 이루어지는 것이 일반적이다[1]. 이는 연소안정성 및 엔진 수명 특성이나 엔진 시동 및 종료시의 천이 특성은 동일 설계 엔진의 개발 및 인증 시험 단계에서 검증이 완료되기 때문이다. 하지만 수락시험에서도 연소성능 및 추력, 혼합비 등의 보정을 위한 시험이 수행된다.

Table 1. Items of LRE Performance Test

종류	엔진 성능 시험항목
개발시험	- 예냉/시동 절차, 퍼지 최적화 - 작동 모드 성능 확인 - 연소안정성 평가, 비행환경 모사 - 입구 조건 작동 영역 확인 - 김발링, 열교환기, 물제어기 시험 - 보정 시험
인증시험	- 한계 영역 성능 확인 - 가혹 조건 시험 - 장시간 운전시험
수락시험	- 기본 성능 확인 및 보정

Table 2. Items of LRE Development./Acceptance Test

엔진성능 검증 항목	개발 시험	수락 시험
엔진 성능 평가	○	○
특성속도 성능, C*	○	○
비추력, Isp	○	○
추력	○	○
엔진 추력, 혼합비 보정	○	○
제작성, 재현성 평가	○	○
동적 연소안정성 마진 평가	○	×
엔진 수명 특성 입증	○	×
시동/종료 측정	○	×
시동	○	×
종료	○	×
인터페이스 정합성	○	×

### 3. 액체로켓엔진 연소시험설비 사례

Figure 1~4에 액체로켓엔진 연소시험설비 사례로 미국 Stennis Space Center (F-1, SSME, RS-68 엔진), SpaceX(Merlin 엔진), 일본 다네가시마 요시노부(LE-7엔진), 유럽 DLR P5(Vulcain 엔진) 엔진 시험설비를 나타내었다[4].



Fig. 1 Stennis Space Center A-1, A-2 엔진시험설비



Fig. 2 SpaceX McGregor 엔진시험설비(Merlin)



Fig. 3 Tanegashima Yoshinobu 엔진시험설비(LE-7)

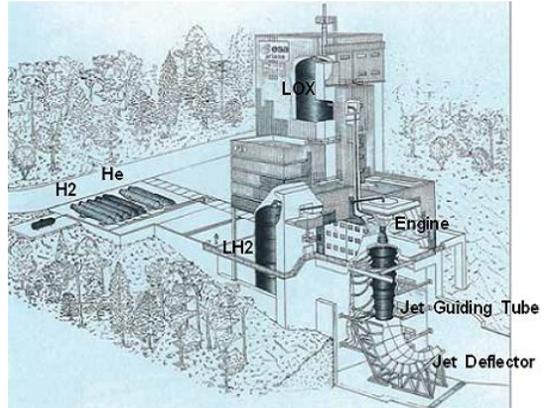


Fig. 4 DLR P5 엔진시험설비(Vulcain-2)

SSC A-1, A-2 시험설비는 아폴로 프로그램의 Saturn-V 2단 시험 및 SSME 엔진 연소시험에 사용된 액체산소/액체수소 추진제 시험설비이다.

Texas McGregor 시험단지에 위치한 엔진시험설비는 SpaceX사의 액체산소/케로신 추진제 Merlin 엔진 연소시험을 위한 설비이다.

일본 다네가시마 우주센터의 요시노부 발사장의 엔진시험설비는 액체산소/액체수소 추진제 LE-7 엔진 연소시험설비로서 조사 대상 엔진 시험설비 중 유일하게 발사장에 구축된 것으로 엔진 시험설비 주위에 방폭벽이 설치되어 있다.

DLR Lampoldshausen의 P5 설비는 액체산소/액체수소 추진제 Vulcain 엔진 연소시험을 위한 설비로 엔진 시험 스탠드와 추진제 런탱크는 콘크리트 격벽으로 구분되며, 엔진 노즐 출구에서 화염유도로 사이에 유도관이 설치되어 있다.

Figure 1~4에 제시된 엔진시험설비들과 마찬가지로 대부분의 액체로켓엔진 연소시험설비는 시험 스탠드와 추진제 런탱크, 화염유도로 등으로 구성되며 대부분의 경우 발사체 비행 시와 동일하게 엔진이 수직으로 장착되는 방식이다. 또한 도심에 위치한 엔진 시험설비를 제외하고는 개방형 화염유도로 방식으로 엔진 후류화염 냉각 및 소음 저감을 위한 물분사 방식을 적용하는 것이 일반적인 구성이다. 런탱크가 외부 노출되는 경우(Fig. 1~3)와 인접설비 영향 배제를 위한 강화벽으로 보호되는 경우(Fig. 4)로 구분된다.

#### 4. 액체로켓엔진 지상 연소시험설비 설계

##### 4.1 엔진 지상 연소시험설비 규격

Table 3과 4에 한국형발사체 75톤급 엔진 지상 연소시험설비의 시험 대상 엔진 시스템의 규격을 제시하였다. 시험대상 엔진은 한국형발사체용 75톤급 1/2단 엔진의 지상 조건 연소시험 모델이다[3].

Table 3. Spec. of 75 Tonf Liquid Rocket Engine

항목	단위	규격
엔진 사이클	-	가스발생기 사이클
추진제	-	액체산소/케로신
진공 추력	[tonf]	76
연소가스 유량	[kg/s]	256
노즐 팽창비	-	12
연소압	[Bar]	60
노즐 출구압	[Bar]	0.65
적용 대상	-	KSLV-II 1단

##### 4.2 엔진 지상 연소시험설비 구성

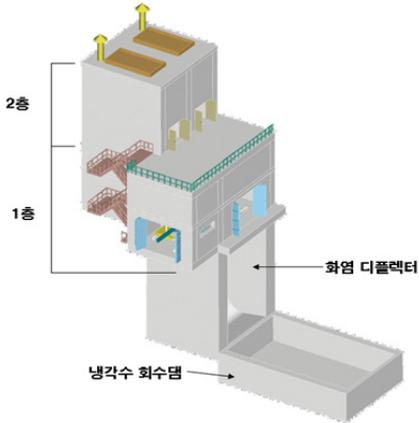


Fig. 5 한국형발사체 엔진 지상 연소시험설비

액체로켓엔진의 성능평가를 위한 엔진 지상 연소시험설비(Fig. 5)는 산화제/연료 및 가스 공급을 위한 유공압시스템과 시험설비 및 엔진의 제어, 상태 감시, 기록/저장을 수행하는 제어/계

Table 4. Spec. of 75 Tonf Engine Test Facility

항목	단위	규격
계측 추력(최대)	[tonf]	120
산화제 유량(정격)	[kg/s]	176
연료 유량(정격)	[kg/s]	80
런탱크 압력(최대)	[Bar]	10
연소시험 시간(최대)	[Bar]	280

측시스템, 엔진을 장착하는 시험스탠드 시스템, 엔진 후류화염으로부터 시험설비를 보호하고 환경을 보호하기 위한 후류시스템, 시험설비의 위험상황을 감시하고 위험상황 전과를 차단하기 위한 안전시스템 등으로 구성되며 Table 4와 Table 5에 규격 및 기능을 정리하였다[3].

Table 5. Subsystem of Rocket Engine Test Facility

하부시스템	세부항목 및 기능
유공압	- 산화제 저장/공급 - 연료 저장/공급 - 액체질소 저장/공급/기화 - 고압가스 저장/공급(질소/헬륨)
제어/계측	- 시험설비 운용 제어 - 시험설비 및 엔진 데이터 계측/저장 - 엔진 추력 측정 - 시험설비 및 엔진 감시 및 비상보호
시험스탠드	- 엔진 장착 및 추력측정
후류	- 엔진 화염 후처리 및 소음 저감 - 냉각수 공급
안전	- 추진제 및 가스 누설 감지 - 화재 감시 및 소화

##### 4.3 유공압 시스템

유공압 시스템은 엔진 입구 조건에 부합하는 압력 및 유량조건으로 추진제 및 가스를 공급하는 설비로 산화제, 연료, 고압가스의 저장, 공급, 배출을 담당한다. 산화제 저장설비는 자연증발율을 낮게 유지할 수 있도록 단열구조를 갖고 저장탱크 내 압력제어가 가능하도록 구성된다. 산화제 저장탱크의 용량은 시험에 필요한 산화제 런탱크 및 배관 냉각 소모량과 산화제 런탱크 및 배관 충전량 등을 고려하여 선정한다. 엔진

연소시험설비의 경우 비행시간의 최대 2배까지 연소시험을 수행하는 것을 고려하여 2개의 런탱크로 구성하였다. 산화제 런탱크 용량 계산 시 상부 얼리지는 런탱크 체적의 10%, 추진제 잔류량은 런탱크 체적의 20%로 계산하여 결정된다. 산화제 런탱크에 저장된 추진제를 엔진에 공급하기 위해서는 Fig. 6과 같은 런탱크 가압시스템을 구성하였다. Fig. 6은 런탱크 가압시스템의 개략도로 레귤레이터와 솔레노이드 밸브를 이용하여 산화제 런탱크의 압력을 제어하는 방식이다. 런탱크 가압 압력 제어는 제어기 후단에 설치한 압력 센서 값을 기준으로 공급유량이 제어되고 고압질소의 공급압력제어를 통해 산화제 공급유량이 제어되는 방식이다.

연료시스템은 연료의 저장, 공급 및 배출을 위한 시스템으로 연료 저장탱크, 런탱크 및 공급/회수 배관으로 구성된다. 연료 저장탱크의 용량은 최대 시험시간, 런탱크 및 배관 충전 용량 등을 고려하여 결정된다. 연료 런탱크는 산화제 런탱크와 같이 최대 작동압 1.7MPa의 2개의 탱크로 구성하여 엔진 비행 작동 시간의 2배의 시간 동안 시험이 가능하도록 구성하였다. 런탱크의 크기 결정 시 얼리지는 런탱크 체적의 10%, 잔류량은 런탱크 체적의 20%로 계산된다. 연료 런탱크에서 엔진으로의 연료 공급을 위한 런탱크 가압을 위한 질소 가압시스템은 산화제 공급시스템과 동일한 방식의 돔 레귤레이터 및 솔레노이드 밸브 병용 방식이다. 시험 준비과정에서 연료 배관 내 기포 제거와 엔진 시험 후 연료 배출을 위해 저압 드레인 탱크를 설치하여 중력에 의한 배출 및 가압 배출이 가능하도록 구성하였다.

고압가스 공급 시스템은 엔진 연소시험설비 및 엔진에 공급되는 질소, 헬륨의 저장, 공급을 담당하며, 엔진 규격 및 시험시간에 부합하여 연소시험을 수행할 수 있는 용량으로 선정하였다. 고압가스 공급 시스템의 대부분을 차지하는 질소는 액체 상태로 저장하고 액체질소 저장탱크는 출구는 40MPa의 기체질소를 생성하기 위한 기화시스템과 연결된다. 액체질소 저장탱크의 용량은 시험설비 운용, 엔진 및 시험설비 퍼지 소

모량, 배관감압 이젝터용 질소가스 소모량, 연료 온도 제어용 액체질소량, 열교환기 모사기용 액체질소량, 얼리지 10%와 펌프 구동 잔류량 5%를 고려하여 선정한다. 추진제 런탱크 가압 및 퍼지용 고압질소 공급시스템은 산화제와 연료시스템으로의 공급 배관을 분리하여 구성한다.

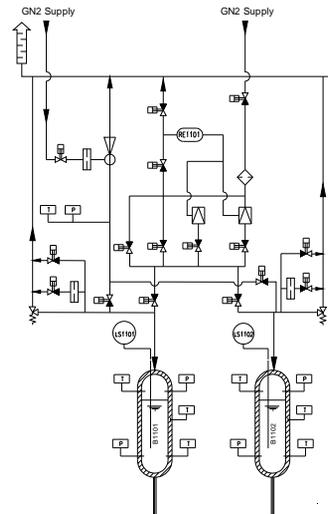


Fig. 6 산화제 런탱크 가압시스템

Table 6. Specification of propellant tank

항목		압력 [MPa]	용량 [m <sup>3</sup> ]
저장탱크	산화제	1.7	96
	연료	1.7	62
	액체질소	1.7	33
	고압질소	40	36
	고압헬륨	40	12
런탱크	산화제	1.7	57
	연료	1.7	36

#### 4.4 제어/계측 시스템

제어/계측시스템은 크게 제어시스템, 계측시스템, 비상보호시스템으로 구성된다. 제어시스템은 PLC를 이용하여 시험설비 및 엔진의 자동/원격 제어가 가능하도록 하고 주 PLC의 작동 오류 시 제어가 가능하도록 PLC 이중화 구성을 통해

주 PLC 상태 감시를 수행하도록 구성된다. 또한 이중화된 PLC 시스템이 모두 작동하지 않는 경우에도 수동조작을 통해 주요 밸브에 대한 개폐를 제어할 수 있도록 하는 삼중화 개념을 적용하였다. 엔진 연소시험설비 및 엔진의 제어를 위한 자동시퀀스와 비상보호시스템 작동에 의한 비상정지 시퀀스는 시험설비와 엔진의 작동조건에 따라 HMI 프로그램에서 변경이 가능하도록 구성된다. 제어 시스템은 디지털 입력, 디지털 출력, 아날로그 입력, 아날로그 출력 및 기타 인터페이스 신호로 구성된다. 제어 대상 채널 수는 유공압 시스템 및 엔진시스템 구성에 따라 결정된다. 또한 시험설비와 제어계측동 사이의 거리를 고려하여 HMI용 PC와 PLC간의 통신에 장애가 없도록 이중화된 광통신을 사용한다.

계측시스템은 시험설비 운용 및 엔진 상태 감시 및 성능 평가를 위한 시험결과를 측정/저장하기 위한 시스템으로 엔진 연소시험설비 및 엔진시스템의 성능평가에 필요한 온도, 압력, 유량, 추력 등의 1kHz 샘플링이 가능한 저주파 계측 시스템을 이용하고 가속도, 압력섭동 등의 채널은 25kHz로 기록이 가능한 고주파 계측 시스템을 이용한다. 저장 실패 방지를 위해 저장서버 이중화 방식으로 실시간 기록 및 계측용 PC에서 실시간 감시가 가능하도록 구성된다.

상태감시/비상보호시스템은 엔진 시험 중 시험설비와 엔진의 비정상 작동 상황을 감시하여 자동으로 시험을 중지할 수 있는 기능을 갖는다.

#### 4.5 시험스탠드

시험스탠드는 시험용 엔진이 설치되는 곳으로 추력지지대와 엔진 장착기구, 엔진으로의 추진제 및 가스 공급을 위한 유공압 배관, 엔진 상태 감시를 위한 측정 패널, 차단벽 등으로 구성된다. 엔진의 추력 측정은 축방향을 기본으로 하고 추진제배관 구축에 의한 추력측정 오차를 제거하기 위한 원격 추력 보정이 가능하도록 구성된다.

#### 4.6 후류 시스템

엔진 후류의 화염유도로와 소음저감시스템은 엔진으로부터 발생한 화염을 안전하게 외부로

배출하는 역할을 한다. 후류시스템은 배기가스의 온도를 낮추기 위해 화염 중심 분사 방식으로 냉각수를 공급하고 화염 외부의 집선방향으로도 냉각수를 공급하여 화염유도로의 냉각/보호 및 엔진 연소소음을 저감시키는 구조로 되어 있다.

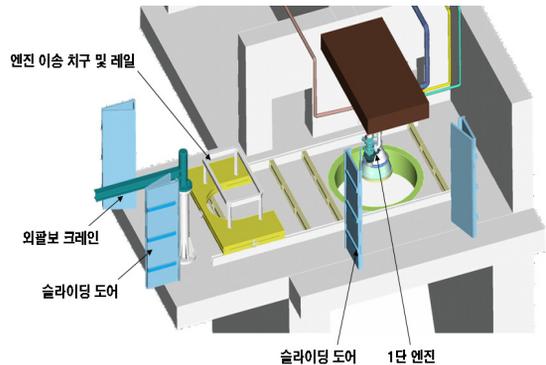


Fig. 7 엔진 지상 연소시험설비 시험스탠드

#### 4.7 안전시스템

엔진 연소시험설비는 특성상 추진제 누출 및 기타 사고 상황에 의한 화재의 위험이 높다. 소화 매질은 이산화탄소, 소화약제, 물, 가스질소 등을 용도에 맞게 배치한다. 미연가스, 질소 및 산소의 누설을 감지하는 가스탐지기를 현장에 설치하고 이를 제어실에서 확인할 수 있도록 한다. 연소시험 전후 시험장 주변의 상황을 감시하기 위한 폐회로 영상시스템과 시험결과 분석을 위한 고화질, 고속 영상 시스템을 적용하였다.

### 5. 결 론

한국형발사체용 75톤급 엔진의 지상 조건 성능평가를 위한 엔진 지상 연소시험설비의 요구 조건, 액체로켓엔진 연소시험설비 사례 검토를 수행하였으며 예비설계 결과를 제시하였다.

엔진 지상 연소시험설비 예비설계 결과는 향후 구축 예정인 한국형발사체 75톤급 엔진 지상 연소시험설비 구축에 활용될 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. 김승한, 남창호, 김철웅, 설우석 “액체로켓엔진 개발시험 항목 및 범위 고찰,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2006, pp.19-27
2. Michael J. Adams, et. al. "Liquid Engine Test Facilities Assesment", the Aerospace Corporation, 2002
3. 한국항공우주연구원, “액체로켓엔진시험설비 기본설계 보고서”, 2009
4. 해외 로켓엔진 시험설비 관련 인터넷 자료