

한국형발사체 엔진 지상 연소시험설비 개발

김승한* · 정용갑* · 한영민*

Development of Liquid Rocket Engine Test Facility

Seung-Han Kim* · Yong-Gap Chung* · Yeoung-Min Han*

ABSTRACT

This paper describes the development status of rocket engine test facility for the performance evaluation of liquid rocket engine of KSLV-II 1st stage. Design specification and composition of rocket engine test facility are suggested based on the design requirements. The results of the basic 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 한국형발사체 1단 엔진의 성능평가를 위한 엔진 지상 연소시험설비 개발 현황을 기술하였다. 한국형발사체 75톤급 엔진 지상 연소시험설비의 설계 요구조건에 기반한 설계 규격 및 설비 구성을 제시하였다. 엔진 지상 연소시험설비 기본설계 결과는 향후 한국형발사체 75톤급 엔진 지상 연소시험설비의 상세설계 및 구축을 위한 기본 자료로 활용될 예정이다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Rocket Engine Test Facility(엔진 연소시험설비), KSLV-II(한국형발사체), Flight Environment Simulation(비행 환경 모사)

1. 서 론

한국형발사체개발사업의 일환으로 75톤급 액체로켓엔진 연소 시험 수행을 위해 엔진 지상 연소시험설비가 2015년 하반기까지 우주센터 내 추진기관 시험부지에 구축될 예정이다. 엔진 연소시험설비는 연소기, 터보펌프, 밸브류 등 엔진 구성품의 개발 시험 이후에 구성되는 엔진시스템 연소시험을 위한 것으로 시험 조건에 따라

크게 지상 연소시험설비와 고공 연소시험설비로 나눌 수 있다. 본 논문은 한국항공우주연구원에서 진행 중인 한국형발사체 75톤급 액체로켓엔진 지상 연소시험설비 설계를 위한 구성, 시험요구조건 및 기본설계 결과를 제시하였다.

2. 액체로켓엔진 연소시험 요구조건

2.1 한국형발사체 1단 엔진 규격

Table 1에 한국형발사체 75톤급 엔진 지상 연

* 한국항공우주연구원 추진시험팀
† 교신저자, E-mail: detokim@kari.re.kr

소시험설비의 시험대상 엔진의 규격을 제시하였다. 시험대상 엔진은 한국형발사체용 75톤급 1단 엔진이며 한국형발사체 개발을 위한 일정 단축을 위해 2단 엔진의 지상 조건 연소시험 모델의 연소시험도 수행한다[1].

Table 1. Spec. of 75 Tonf Liquid Rocket Engine

항목	단위	규격
엔진 사이클	-	가스발생기 사이클
추진제	-	액체산소/케로신
진공 추력	[tonf]	76
액체산소 정격 유량	[kg/s]	176
연료 정격 유량	[kg/s]	80
노즐 팽창비	-	12
연소압	[Bar]	60
노즐 출구압	[Bar]	0.65
적용 대상	-	KSLV-II 1단

2.2 액체로켓엔진 시험 요구조건

Table 2. 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, 톨제어기 시험
- 보정 시험	
인증시험	- 한계 영역 성능 확인, 가속 조건 시험
	- 장시간 운전시험
수락시험	- 기본 성능 확인 및 보정

액체로켓엔진 시험 항목을 Table 2에 제시하였다. 엔진 개발 초기 시험에서는 예냉 및 안정적인 점화 절차를 확보하는 것이 주목적이고, 이후 엔진 시동 및 종료 절차를 개선해 나가는 데 많은 노력이 투입된다[1,2]. 엔진 작동영역에서의 엔진 구성품 및 엔진 시스템의 성능평가 후 비행 환경 조건에서의 엔진 작동성 입증을 위한 시험들을 수행하게 된다[1,2].

Table 3에 엔진 지상 연소시험 시 수행되는 비행환경 모사 시험 항목을 제시하였다. 엔진 지상 연소시험설비에서는 엔진 고공 연소시험설비

에서 수행되는 고공 배압 조건 시험을 제외한 비행환경 모사 시험을 수행하도록 구성된다.

Table 3. Test Requirements for Flight Simulation

종류	엔진 비행환경 모사 시험항목
천이특성	- 시동/종료 엔진 입구 압력 모사
입구압 변화	- 비행 시 엔진 입구 압력 모사
배관섭동	- 기체공급계 압력 섭동 모사
추진제 가스포화	- 추진제 내 가스 농도 모사
기체 주입	- 추진제 내 free-gas 모사
추진제 온도	- 연료 온도 범위 엔진 성능 확인
열교환기	- 열 교환기 작동성 확인
추력제어기	- 김발링 시스템 작동성 확인
포고방지장치	- 포고 방지 장치 작동성 확인

3. 엔진 지상 연소시험설비 설계

3.1 엔진 지상 연소시험설비 구성

액체로켓엔진의 성능평가를 위한 엔진 지상 연소시험설비는 산화제/연료 및 가스 공급을 위한 유공압 시스템과 시험설비 및 엔진의 제어/상태감시/저장을 수행하는 제어계측 시스템, 시험스탠드 시스템, 후류 시스템, 시험설비의 위험 상황을 감시하고 위험상황 전파를 차단하기 위한 안전 시스템 등으로 구성되며 Table 4에 시험설비 하부시스템별 기능을 제시하였다[1,3].

Table 4. Subsystem of Rocket Engine Test Facility

하부시스템	세부항목 및 기능
유공압	- 산화제/연료 저장/공급 - 액체질소 저장/공급/기화 - 고압가스 저장/공급(질소/공기/헬륨)
제어/계측	- 시험설비 운용 제어 - 시험설비 및 엔진 데이터 계측/저장 - 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

3.2 유공압 시스템

액체산소 런탱크는 건물 내에 격벽으로 보호

되고 발사체 런탱크와 엔진 장착 수직길이를 고려하여 배치한다. 런탱크의 가압 가스는 질소이다. 엔진 지상 연소시험설비 내의 런탱크로의 추진제 충전은 추진시험설비 부지 내의 저장탱크로부터 배관을 통해 공급된다.

엔진 지상 연소시험설비의 유공압 시스템은 산화제 시스템, 연료 시스템, 질소 시스템, 공기 시스템, 헬륨 시스템으로 구성된다. 유공압 시스템은 추진제 및 고압 가스의 저장, 충전, 공급, 배출을 담당하며 한국형발사체 1단 엔진의 비행 작동 시간의 2배에 해당하는 약 280초의 엔진 연소시험이 가능하도록 용량을 선정하였다.

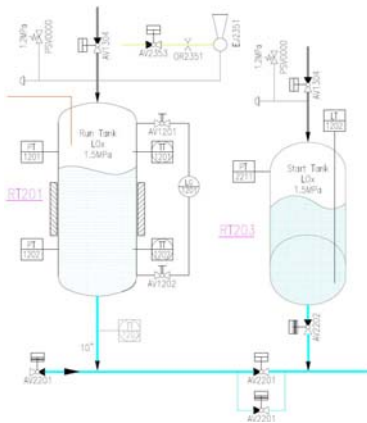


Fig 1. Liquid Oxygen Run Tank System

엔진 지상 연소시험설비의 산화제 시스템은 액체산소의 저장, 충전, 공급, 배출을 담당한다. 산화제 저장탱크는 우주센터 내 추진기관 부지 내에 위치하며 단일배관을 통해 엔진 지상 연소 시험설비로 공급된다. 산화제 저장탱크로부터 런탱크로의 액체산소 충전은 극저온 펌프를 이용하여 수행된다. 산화제 저장탱크의 용량은 시험 시간과 산화제 런탱크, 공급배관, 엔진의 냉각에 소모되는 용량을 고려하여 선정하였다. 산화제 런탱크의 수량은 2개이며, 런탱크 체적은 충전 후 가압용 얼리지 체적과 엔진 시험 후 액체산소에 용존 상태로 유입되는 질소 공급을 차단하기 위한 최소 잔류량을 고려하여 결정된다. 액체산소 런탱크 용량 선정 시 선정한 얼리지 부피

는 런탱크 체적의 10%이며 최소 잔류량 등을 고려하여 엔진 시험 시 소모량이 런탱크 체적의 최대 70%를 사용하는 것으로 선정하였다. 비행 시간의 2배에 해당하는 장시간 연소시험의 경우에는 2개의 런탱크로부터 액체산소를 공급하는 것으로 하였다. 산화제 런탱크의 추진제는 질소가압시스템을 이용하여 엔진에 공급된다. Fig. 1에 고압 질소를 이용한 산화제 런탱크 가압을 도시하였다. 산화제 런탱크 가압에 필요한 고압 질소는 40MPa에서 1차 레귤레이터에서 5MPa로 감압되어 런탱크 상부의 런탱크 가압제어용 레귤레이터로 공급되어 설정압력으로 액체산소를 가압한다. 액체산소 런탱크의 가압압력은 최대 1MPa이다. 산화제 런탱크 상부에는 디퓨저를 설치하여 가압용 기체질소가 액체산소에 용해되는 정도를 최소화하도록 구성한다. 산화제 런탱크에는 가스 이젝터를 이용한 상평형 방식 액체산소 온도 제어를 적용하고 런탱크 하부에는 헬륨 분사를 통해 온도 성층화를 방지하는 역할을 한다.

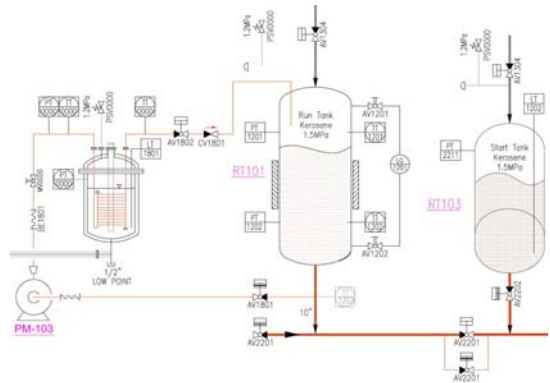


Fig 2. Kerosene Run Tank System

엔진 지상 연소시험설비의 연료 시스템은 케로신의 저장, 충전, 공급, 배출을 담당한다. 케로신 저장탱크는 우주센터 내 추진기관 부지 내에 위치하며 배관을 통해 엔진 지상 연소시험설비로 공급된다. 연료 저장탱크로부터 런탱크로의 케로신 충전은 펌프를 이용하여 수행된다. 케로신 저장탱크의 용량은 시험 시간과 연료 런탱크, 공급 배관의 체적 및 배관 기포 제거에 소모되는 용

량을 고려하여 선정하였다. 연료 런탱크의 수량은 2개이며, 런탱크 체적은 충전 후 가압용 얼리지 체적과 엔진 시험 후 케로신에 용존 상태로 유입되는 질소 공급을 차단하기 위한 최소 잔류량을 고려하여 결정된다. 케로신 런탱크 용량 선정 시 선정할 얼리지 부피는 런탱크 체적의 10%이며 최소 잔류량 등을 고려하여 엔진 시험 시 소모량이 런탱크 체적의 최대 70%를 사용하는 것으로 선정하였다. 비행 시간의 2배에 해당하는 장시간 연소시험의 경우에는 2개의 런탱크로부터 케로신을 공급하는 것으로 하였다. 연료 런탱크의 추진제는 질소 가압시스템에 의해 엔진에 공급된다. Fig. 2에 고압 질소를 이용한 연료 런탱크 가압을 도시하였다. 최대 40MPa의 기체질소 저장탱크로부터 공급되는 고압 질소는 압력 레귤레이터를 거쳐서 연료 런탱크 얼리지에 공급된다. 연료 런탱크의 가압압력은 최대 1MPa이다. 엔진에 공급되는 연료 온도 제어를 위해 연료 런탱크실에 연료 순환 펌프와 LN2/온수 열교환기를 설치하여 케로신 온도를 제어할 수 있도록 하였다. 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.

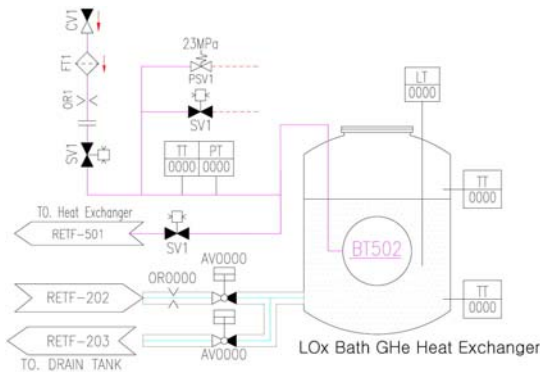


Fig 3. LOx Bath for GHe Heat Exchanger

고압 가스 공급 시스템은 고압의 질소, 공기, 헬륨 가스의 저장, 공급, 배출을 담당한다. 고압 가스는 추진기관 시험부지의 고압 가스 저장탱

크로부터 배관을 통해 공급받는다. 고압 질소는 추진제 런탱크 가압과 시험설비 배관 및 엔진의 퍼지, 안전을 위한 공간 퍼지, 이젝터 구동용으로 사용되며, 추진제 런탱크 가압 및 퍼지용 고압질소 공급시스템은 산화제와 연료시스템으로의 공급 배관을 분리하여 구성한다. 고압 공기는 엔진 지상 연소시험설비의 설비용 밸브의 구동원으로 이용된다. 고압 헬륨은 주로 엔진 퍼지, 엔진 시동용 spin start, 열교환기 모사 시험용 가스 및 엔진 밸브 구동원, 산화제 런탱크 온도 제어용으로 이용된다. 엔진에 공급되는 퍼지 가스는 질소와 헬륨을 선택해서 사용할 수 있도록 구성한다. 발사체에서 산화제 런탱크 내부의 고압 탱크에서 헬륨이 터빈 후방 배관에 위치한 열교환기를 거쳐 런탱크 가압용으로 이용되는데 엔진 시험 시 열교환기 작동성을 검증하기 위해 엔진 연소시험설비에서 Fig.3과 같은 헬륨 냉각조를 설치하여 엔진으로 공급되도록 구성하였다.

3.3 제어계측 시스템

엔진 지상 연소시험설비의 제어계측 시스템은 시험설비 및 엔진의 제어를 위한 제어 시스템과 시험설비 및 엔진 작동변수 기록을 위한 계측 시스템, 엔진 상태감시를 통해 엔진 오작동 시 최단시간 내 시험을 중지하기 위한 상태감시/비상정지 시스템으로 구성된다.

제어시스템은 엔진 지상 연소시험설비 내의 장비실에 설치되며 이더넷과 광통신을 이용하여 제어계측동 내의 제어계측실에서 원격 실시간 제어를 수행한다. 제어시스템은 watchdog 기능이 내장된 이중화 PLC시스템이 필요하고 PLC시스템에 오류가 발생하더라도 수동으로 안전하게 시험을 종료할 수 있도록 구성된다. 제어시스템 내에 저주파 계측항목을 이용한 비상정지 판단이 가능하도록 구성하고, 독립적인 상태감시/비상보호시스템을 이용하여 엔진 지상 연소시험설비 및 엔진을 보호할 수 있도록 한다. 제어계측 시스템은 아날로그입력(AI), 아날로그 출력(AO), 디지털 입력(DI), 디지털 출력(DO) 등의 신호로 시험설비와 엔진의 상태를 감시하고 제어를 수행하게 한다. 엔진 연소시험설비와 제어계측동

의 통신은 이중화된 광통신을 이용한다.

계측 시스템은 엔진 시험설비와 엔진의 작동 변수를 측정하여 저장, 분석하며 1kHz 이하로 기록하는 저주파 계측 시스템과 25kHz 이하로 기록하는 고주파 계측 시스템으로 구분된다.

상태감시/비상정지시스템은 시험 대상인 엔진의 주요 작동변수를 실시간 감시하여 이상 작동이 감지된 시점에서 최단 시간에 시험의 중지 여부를 판단하여 제어 시스템으로 신호를 보내는 역할을 수행한다. 엔진 연소압, 터보펌프 회전수, 압력 섭동, 진동 등에 대해 실시간 FFT를 수행할 수 있도록 DSP 내장 시스템을 적용한다.

3.4 시험 스탠드 시스템

시험스탠드는 엔진 추력을 추력측정시스템(TMS)으로 전달하는 추력전달부와 TMS를 지지하기 위한 추력지지구조물(TTOS)이 장착된다. 추력전달부는 발사체 엔진 장착 구조와 동일한 형태로 구성된다. 추력지지구조물은 엔진 정격 추력의 4배의 하중에 대해 구조물 변형량이 추력측정 정밀도 요구조건에 영향을 주지 않도록 한다. 추력 측정은 축방향 주추력 측정 방식이며 시험 전/후 원격 교정이 가능하다. 추진제 및 고압 가스 공급 배관, 제어/계측 관련 선로는 추력 지지부 상부에서 엔진으로 연결되며 가능한 발사체 연결 형태와 유사하게 구성한다.

한국형발사체 75톤급 엔진 지상 연소시험설비의 시험스탠드와 추진제 런탱크는 격벽으로 분리되어 엔진 시험스탠드에서의 사고 상황에서 런탱크를 보호할 수 있도록 구성된다.

엔진 시험 준비 과정에서 엔진으로의 접근은 작업대를 통해 이루어지며 작업대는 시험 전에 이송하여 후류화염이 배출되도록 구성한다.

엔진 시동 및 종료구간에서 불완전 연소 화염의 시험스탠드 내부 유입 방지를 위해 엔진 후방 고압 가스 분사를 수행한다.

3.5 후류 처리 및 냉각수 시스템

엔진 시험 중에는 엔진 후류 화염은 화염유도로를 거쳐 외부로 배출된다. 엔진 지상 연소시험설비의 화염유도로는 개방 구조이며 화염유도로

의 열적 하중이 매우 커서 추진제 유량의 3배 이상에 해당하는 냉각수를 공급하여 화염 냉각 및 화염유도로 냉각을 수행한다. 냉각수는 외부의 냉각수 저장 탱크에서 엔진 후방 및 화염유도로로 공급된다. 이때 냉각수 공급을 위한 전력 소요량을 최소화하기 위해 저장탱크와 엔진 지상 연소시험설비의 고도차를 이용하고 추가 차압이 필요한 경우 펌프를 통해 공급된다.

3.6 소화/안전 시스템

소화 및 안전시스템은 엔진 연소시험설비의 특성을 고려하여 극저온 추진제, 케로신 및 고압 가스 누출 및 케로신 화재에 대비할 수 있어야 한다. 소화 시스템은 이산화탄소, 소화약제, 물, 가스 질소 등 장소별 작동 유체를 고려하여 배치한다. 질소 및 산소의 누설을 감지하기 위한 검출시스템은 제어계측실에서 통합 감시가 가능하도록 구성하며, 연소시험 전후 시험장 주변 상황을 감시하기 위한 보안 카메라와 시험영상 기록/저장을 위한 고속도 카메라 및 열화상 카메라가 엔진 영상을 기록한다.

4. 결론

한국형발사체용 75톤급 엔진의 지상 연소시험설비 개발 현황 및 기본설계 결과를 제시하였다.

엔진 지상 연소시험설비 설계 결과는 향후 구축 예정인 한국형발사체 75톤급 엔진 지상 연소시험설비 상세설계, 구축에 활용될 예정이다.

참 고 문 헌

1. 김승한, 한영민, “액체로켓엔진 연소시험설비 예비설계,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2011, pp.19-27
2. 김승한, 남창호, 김철웅, 설우석 “액체로켓엔진 개발시험 항목 및 범위 고찰,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2006, pp.19-27
3. 한국항공우주연구원, “액체로켓엔진시험설비 기본설계 보고서”, 2009