

# 액체로켓엔진 지상연소시험 시스템 개발에 관한 연구

## A study on the development of static hot-fire testing systems for liquid rocket engines

김 유\*, 김선진, 차영란, 정용갑, 한재섭, 조병선, 이경희(충남대학교)

### I. 서론

우리나라는 '96년 1월 14일에 무궁화 2호 위성을 발사하면서, 본격적인 위성시대의 막을 열게되었다. 또한 무궁화 3호 위성이 '99년 하반기에 발사를 추진하고 있다.

이와같이 통신위성의 사용 및 이에 대한 의존도가 점차적으로 높아짐에 따라 세계 각국의 위성발사 수요증가로 다량의 저궤도 위성발사가 요구되어 발사 용역 시장이 과포화 상태에 이르렀고, 발사체는 기본적으로 공급자 시장으로 변하고 있다.

따라서 본격적인 우주경쟁시대에서 높은 경쟁력을 확보하기 위해서는 위성체개발뿐 아니라 위성을 운반할 수 있는 운송수단의 개발도 병행되어야 할 것이다.

본 실험장은 우주운송수단으로 사용되고 있는 액체추진기관개발을 위해 필수적으로 요구되는 연소시험장을 확보함으로써 앞으로 다가올 발사체개발을 위해 요구되는 기초설계자료 확보를 위한 연구를 위해 개발되었다.

본 시스템 개발은 연소실험장치와 연소실험기법, 즉 두 분야로 나뉘어져 수행되었고, 개발된 시스템은 질산/Kerosene을 추진제로 사용하는 액체로켓 엔진을 설계 및 제작하고, 연소실험을 수행하여 검증되었다.

### II. 연소 시험 장치

연소실험장치는 추진제 공급장치, 연소실험대, 자료처리장치, 컨트롤시스템, 가시화장치등으로 구성되어있고, 추진제 공급장치와 연소실험대는 Uni-element용 과 multi-element용으로 구분되어진다.

#### 2.1 추진제 공급장치

추진제는 고압 질소가스가 추진제 탱크내부를 직접 가압함으로써 연료 및 산화제를 연소실로 공급하

는 방법을 사용하였다.

Fig.1의 a)는 인젝터를 Uni-element형태로 사용하고 있는 소형 액체로켓 엔진용 추진제 공급장치로서, 배열을 제외한 인젝터의 설계변수와 특성길이가 정상연소성능에 미치는 영향, 노즐성능, 안정성 등에 관한 연구를 위한 장치이다.

추진제 가압용 질소 탱크는 엔진이 연소하는 동안에 추진제를 가압하는 압력이 거의 변화하지 않도록 집합대를 이용하여 40.2ℓ 질소탱크 4병을 연결하고, 하나의 레귤레이터에 의해 작동되도록 제작하였다.

추진제 탱크는 스테인레스강으로 제작된 용량 100ℓ 용기로서 압력 50kgf/cm<sup>2</sup>까지 안정성 및 leak 검사가 수행되었고, 이상 고압 발생시 탱크내의 압축가스를 대기로 배출시키도록 상부에 가변형 릴리프 밸브를 설치하였다. 또한 탱크압을 항상 관찰할 수 있도록 부르동계이기도 설치하였다.

모든 배관은 스테인레스강을 사용하였으며, 추진제공급관은 추진제 탱크부터 보조 탱크까지 관 마찰손실을 최소화하기 위해 1/2" 관을 사용하였고, 나머지 배관은 1/4" 관을 사용하였다. 배관 구성요소로는 콘트롤 시스템과 연결된 솔레노이드 밸브, 공압 작동 밸브, 역화방지를 위한 체크 밸브, On-off 밸브 등으로 구성되어 있다.

추진제는 진공펌프를 탱크에 연결하여 탱크내부를 진공으로 유지하여 주입되어진다.

점화장치는 주 추진제를 점화시키기 위하여 가스수소와 산소를 추진제로하는 일종의 소형 로켓 엔진 형태를 사용했으며, 여기에는 12Volt Battery에 점화코일을 연결시켜 고전압을 발생시킨후 배전기와 연결된 Spark plug에서 발생하는 Spark에 의해 점화가 되도록 구성되었다. 가스산소와 가스수소의 공급압력은 엔진의 사양에 따라 달라지나 Uni-element용에서는 각각 약 5kgf/cm<sup>2</sup>의 압력을 사용하였다.

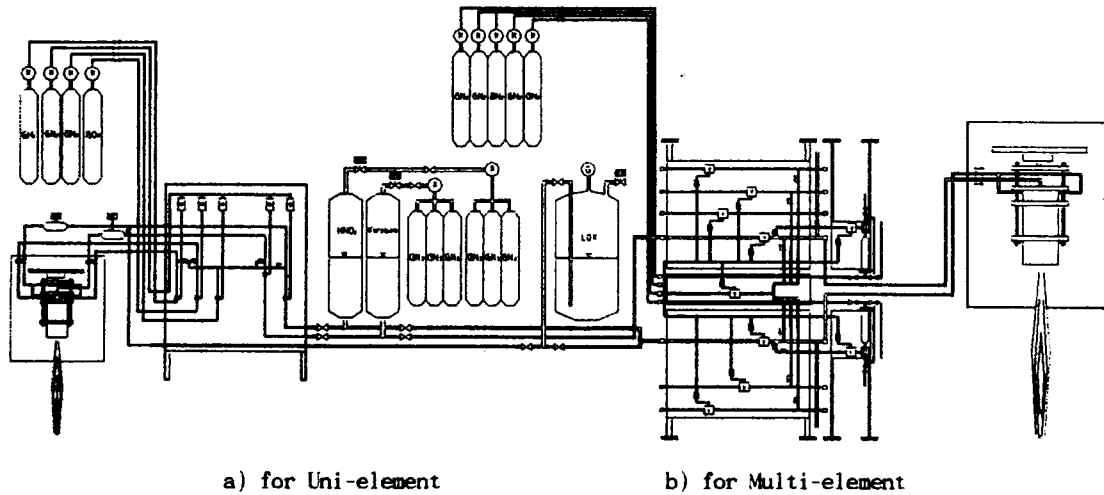


Fig. 1. Feed system of Static Hot-fire testing system

Fig.1의 b)는 uni-element 인젝터를 사용하는 소형엔진에 관한 연구로부터 최적 설계된 인젝터가 여러쌍 배열된 multi-element 인젝터를 사용하는 액체로켓 엔진용 연료공급장치이다. 이 장치는 인젝터의 배열이 정상연소성과 연소안정성에 미치는 영향, 냉각성능등에 관한 연구를 위한 장치이다.

추진제 가압용 질소 탱크 및 추진제 탱크는 uni-element용과 공동으로 사용되어진다.

또한 본 공급장치에서는 정상연소가 이루어지고 있는 동안에 연소실내부를 고압의 질소가스를 이용하여 교환시켜 엔진 안정성에 대한 연구를 할 수 있도록 하였다.

모든 배관은 스테인레스강을 사용하였으며, 추진제공급관은 3/4"관을 사용하였고, 나머지 배관은 1/2"관을 사용하였다. 구성요소로는 콘트롤 시스템과 연결된 솔레노이드 밸브, 공압 작동 밸브, 역화방지를 위한 체크 밸브, On-off 밸브 등으로 구성되어 있다.

주 추진제 및 점화용 추진제는 Uni-element용과 같은 방법으로 공급되어진다.

점화장치는 uni-element용에서 사용되는 가스산소와 가스수소를 이용하여 점화하는 방식과 스테인레스로 제작된 점화용 탱크(1.5liter용)로부터 주 추진제 공급관을 통해 공급되는 점촉발화성 추진제(산화제:질산, 연료: Perfuryle alcohol+ aniline)를 사용하여 점화될 수 있도록 하였다. 점촉발화성 추진제를 이용하여 점화할 경우 점화용 추진제 탱크에 연결된 Valve가 개방되어 점화용 추진제가 연소실로 공급된 후 약 0.7초 후에 주 추진제 Valve가 개방되어 주 추진제는 점화용 추진제를 뒤이어 연소실로 공급되어진다. 또한 점화용 추진제 저장탱크의 공급압력을 조절함으로써 액체로켓 점화시 발생하는 Hard Start

현상을 방지할 수 있도록하였다.

### 2.1.3 추진제 종류 및 운용범위

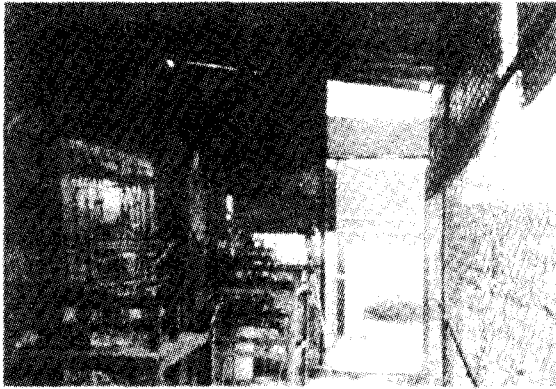
현재 본 연소실험장에서 사용중인 추진제 및 운용 범위는 표 1과 같다.

Table. 1 Test Range of Static hot-fire testing system

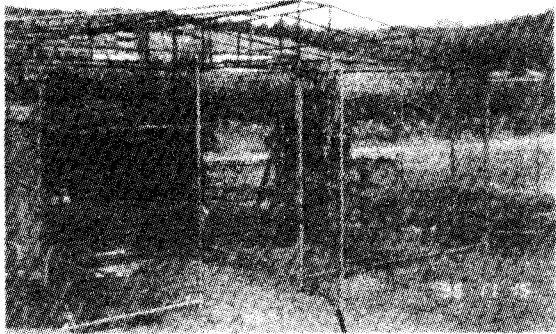
Thrust	to 2000lbf	
Tank	to 700psi	
Pressure	Oxi.	$HNO_3$ , $GO_2$ , $LOX$
	Fuel	alcohol, $GH_2$ , Kerosene Perfuryle alcohol+ aniline
Propellants	Oxi.	$HNO_3$ , $GO_2$
	Fuel	Perfuryle alchole+ aniline $GH_2$

### 2.2 연소실험대

Photo.1은 추진제가 연소되면서 발생하는 추력을 측정할 수 있도록 제작된 연소실험대이다. 추력측정시 마찰로 발생하는 손실을 최소화하기위해 엔진은 두 개의 미끄럼 베어링 위에 장착되어, 추력방향에 수직으로 세워진 판위에 부착된 로드셀로 추력이 측정되도록 되었다. 특히 Multi-element용은 L형강으로 골조를 만든 후, 연소실험을 수행하면서 콘크리트 구조물로 개조되었다. 또한 연소실험시 엔진에서 발생할 수 있는 안전사고를 예방하기 위해 배관 판넬과 연소실험대 사이에 연강판으로 방호벽을 설치하였다.



a) for uni-element type



b) for multi-element type  
Photo.1 Static Thrust Stand

### 2.3 자료처리장치

Fig. 2는 연소실압력, 산화제와 연료의 공급압력, 오리피스 전후 압력, 추력의 측정을 위한 자료처리 장치의 구성도로서, 각 센서로부터 계측된 신호는 Signal Conditioner에 의해 증폭된후, Data Translation사의 A/D Converter인 DT2831 Board와 Global Lab Software를 내장한 PC로 측정되었다. 또한 추진제 공급관에 설치된 오리피스 전후의 압력차를 측정함으로써 유량이 계측되었다.

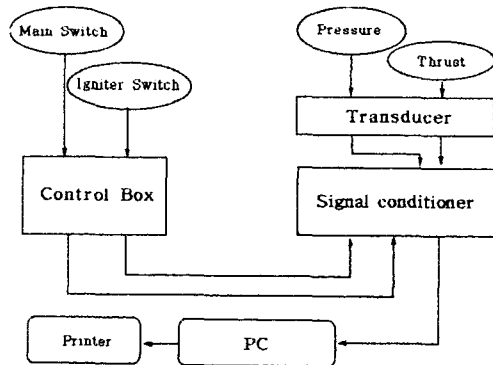


Fig.2. Schematic diagram of data acquisition system

### 2.4 컨트롤 시스템

컨트롤러는 전자릴레이와 가변형 타이머를 사용하여 설정된 연소실험순서에 따라 4개의 타이머를 순차적으로 제어할 수 있는 부분과 독립적으로 운용되는 가변형 타이머부분으로 구성되어있다. 이 가변형 타이머 부분의 용도는 엔진, 점화원등에 따라 가변적으로 운영되어진다.

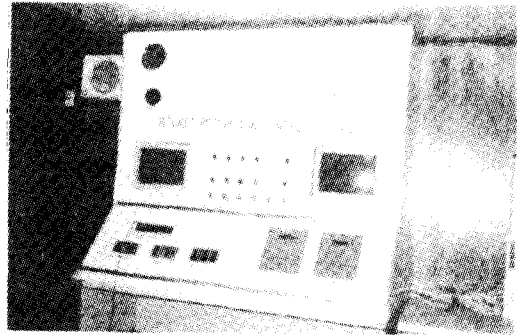


Photo. 2 Control System

### 2.4 가시화 장치

제어실에서는 연소실험이 효율적이고 안전한 진행을 위해 연소실험대 주변에 설치된 비데오 카메라와 연결된 29" TV모니터를 통하여 연소실험 상황을 관찰하였다. 또한 연소실험대에서 약 1미터 떨어진 위치에 삼각대에 설치된 Snap카메라(Nikon, F810s)를 이용하여 연소실험상황을 순간촬영할 수 있도록 하였다.

## III. 연소 시험 방법

연소실험은 연소실험 시나리오에 의해 수행되었으며, Fig.3은 연소실험 시나리오의 간략한 순서도이다.

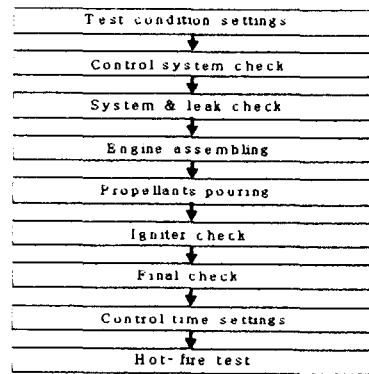


Fig.3. Hot-fire testing flowchart

공압 밸브 작동용 질소 가스 압력  $9\text{kgf/cm}^2$ , Purge 용 질소 가스 압력  $15\text{kgf/cm}^2$ , 점화용으로 가스추진제를 사용하는 경우 수소 및 산소 가스 압력 설정 또는 점화용으로 점축발화성 추진제를 사용할 경우 점화용 추진제 가압용 질소 가스 압력을 설정 하였으며, 전반적인 시스템 작동상태 및 Leak에 대한 점검과 압력 및 추력 측정용 센서에 대한 보정 및 작동 상태를 확인하였다.

엔진결합은 플랜지 체결 방식을 선정하였으며, 체결 순서는 로드셀 쪽을 후방으로 보았을 때 후방에서부터 로드셀 접촉 플랜지, 인젝터 플랜지, 인젝터, 상부에 점화기가 체결된 연소실, 연소실, 내부에 노즐이 장착된 노즐 플랜지, 노즐체결관 순으로 체결된다. Photo. 3은 개발된 연소시험 시스템의 타당성검증을 위해 설계 및 제작된 엔진이다.

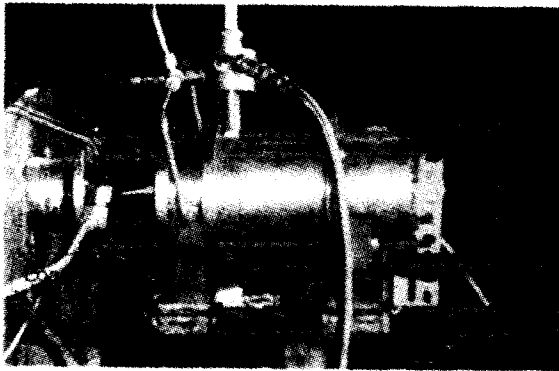


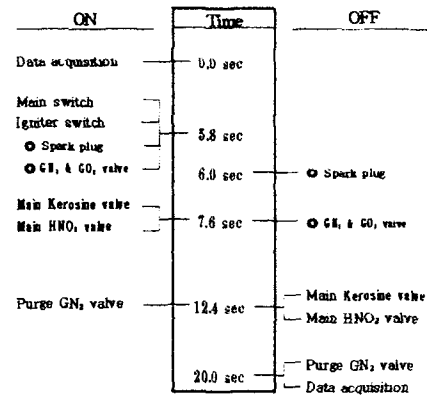
Photo.3. Liquid Rocket Engine

그 다음 추진제 및 점화기 플렉서블 튜브를 연결하고 로드셀을 장착 하였다. 엔진결합 및 로드셀 장착이 끝나면 주 추진제와 점화용 추진제를 주입하고 점화장치의 작동상태를 점검한 후, 시스템 자동 제어 장치의 작동 시간을 설정하였다.

마지막으로 추진제 공급압력을 설정한 후, 연소실험을 위한 제어시스템, 가스 및 추진제 공급 시스템, 엔진 결합상태 점검, 점화장치의 작동상태, 시험장 주변 안전상태 등의 최종 점검후 설정된 점화 및 주 연소시간에 따라 연소실험을 수행한다. 또한 무전기를 이용하여 연소실험시 연소실험대와 컨트롤룸과의 통신을 하였고, 비상벨을 연소실험대측에 2개 컨트롤룸 내부에 1개를 설치하여 안전사고 발생시 비상신호를 울리도록하였다.

Table 2는 uni-element 인젝터를 사용하고, 점화원으로 기체산소와 기체수소를 추진제로 사용하는 액체로켓엔진의 연소실험 순서이다.

Table 2. Operational sequences of the system



#### IV. 연소 실험

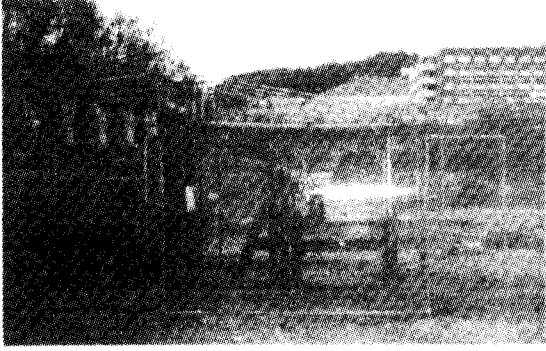
초기 설계된 연소실험 시스템은 수차례의 연소실험을 통하여 수정 및 보완되어 완성되었다. 개발된 실험장치를 이용하여 추진제로 질산/Kerosene을 사용하여, Unlike 총돌형 인젝터를 사용하는 액체로켓엔진에 대한 연소실험을 통하여 본 연소실험장치의 타당성을 검증하였다. 본 검증실험을 수행하며 얻어진 결과는 다음과 같다.

Photo. 2는 Unlike Triplet 총돌형 인젝터를 사용하는 액체로켓 엔진 연소실험장면이다. a)는 uni-element용 연소실험대를 이용하여 추력 251bf 액체로켓 엔진의 연소실험을 수행하는 경우이고, b)는 multi-element용 연소실험대를 이용하여 추력 2001bf 액체로켓 엔진의 연소실험을 수행하는 경우이다. 두 경우 모두 노즐 출구로부터 배출되는 화염은 안정된 상태를 보였다.



a) LRE using Uni-element Injector

## V. 결론



b) LRE using Multi-element injector

Photo. 4 Liquid Rocket Engine Firnig Test

Fig. 5는 연소실험중 자료처리장치를 통하여 계속된 시간에 따른 추력 및 압력선도로서, 첫 번째는 추력선도, 두 번째는 연소실압력선도, 세 번째는 산화제 Manifold 압력선도, 네 번째는 연료 Manifold 압력선도이다.

Manifold압력과 추력이 연소 초기에 연소실압력과 다른 경향을 나타내는 것은 점화원으로 사용된 가스 산소와 가스수소가 연소실에서 연소가 이루어지기 때문에 나타나는 현상이고, 주 연소가 일어난후에 발생하는 불안정한 신호는 잔류추진제 및 잔류연소가스의 제거를 위해 질소가스가 연소실내로 공급되기 때문에 나타나는 현상이다.

실험결과는 컨트롤 시스템에 설정된 시간과 잘 일치함을 보이고 있고, 또한 획득된 자료는 매우 안정적임을 알수 있다. 따라서 본 연구를 통해서 개발된 지상연소시험시스템을 검증할 수 있었고, 이러한 자료는 엔진의 정상연소성능, 노즐성능등의 평가를 위한 자료로 사용될 수 있을 것으로 사료된다.

본 연구로 부터 개발된 지상 연소시험장은 액체로켓 엔진 개발시 필요한 기초자료 획득을 위해 이용될 것이다. 따라서 본 실험실에서는 현재까지 주로 연구해온 액체로켓엔진의 정상연소성능, 노즐성능 등에 대한 연구를 계속적으로 수행할것이며, 또한 연소안정성, 냉각성능에 관한 연구도 병행하여 수행될 것이다.

그리고 본 실험장치는 연료로 고체추진제를 사용하고 산화제로 액체 및 기체를 추진제로 사용하는 Hybrid Rocket 엔진의 개발을 위한 실험도 수행할 수 있다.

## 참고문헌

- 1) Vigor Yang, "Liquid Rocket Engine Combustion Instability"
- 2) Mellish, " Low-Thrust Chemical Rocket Engine Stusy"
- 3) L.Schoenman, " Low-Thrust ISP Sensitivity Study"
- 4) M.P.Staudinger, " The LM-500 B Engine and Test-Facility"
- 5) R.F. Brodsky, " Status Review of the Liquid Rocket Static Test Range at Iowa State University"

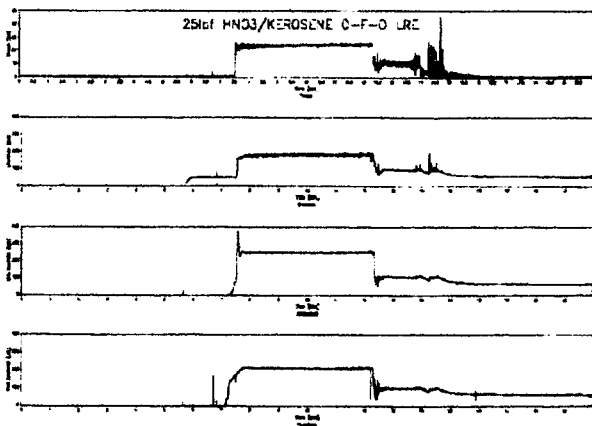


Fig. 4 Signal for 251bf LRE