

액체로켓엔진 성능 및 냉각특성 연구를 위한 연소시험장치 개발

이성웅* · 김동환 · 김영수

Development of Combustion Test Facility for Liquid Rocket Engine

Lee Sung-Woong* · Kim Dong-Hwan · Kim Young-Soo

ABSTRACT

Test Facility for hot firing test of small size liquid rocket engine has been developed to research the cooling characteristics of kerosene for cylinder part especially. Propellants for the tests are kerosene and liquid oxygen as fuel and oxidizer respectively and they are fed by gaseous nitrogen. The engine components used hot firing test except for cylinder are cooled by tap-water. Valves for supply of propellants and coolants are controlled by pneumatically. System control and data recording are conducted automatically.

초 록

소형 액체로켓엔진의 냉각특성 연구를 위한 연소시험장치를 개발하였다. 본 연소시험장치는 물과 kerosene 냉각이 가능하며, 특히 재생냉각이 가능하도록 설계되었다. 시험에 사용되는 연소기는 혼합기, 점화기, 실린더 및 노즐부가 각각 분리되어 개별 냉각이 가능하도록 설계되었다. 현재 본 연소 시험장치를 이용한 소형 액체로켓엔진의 물냉각 및 kerosene 냉각 시험이 수행중에 있으며, 향후 LNG(Liquefied Natural Gas) 및 기체 메탄을 이용한 재생냉각이 가능하도록 시험장치를 개량할 예정이다.

Key Words: Combustion Test Facility(연소시험장치), Cooling Characteristics(냉각 특성), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진),

1. 서 론

일반적으로 액체로켓엔진의 개발을 위해서는 일련의 해석적 연구 및 시험적 연구가 필요하며, 특히 시험적 연구의 경우 시험용 엔진 제작, 시험설비의 구축 및 수류/연소 시험에 막대한 개발비용을 필요로 한다. 따라서 액체로켓엔진

* (주)로템 기술연구소

연락처, E-mail: 247925@mail.rotem.to

의 성공적인 개발을 위해, 엔진개발 초기단계에서 개발비용의 최소화 및 엔진의 성능 검증을 위해 축소형 엔진을 제작/시험하게 된다. ([1]~[3]). 본 논문에서 다루고자 하는 소형연소 시험장치는 액체로켓엔진의 냉각특성연구가 주된 목적이나, 액체로켓엔진의 연소특성 및 엔진 성능 연구 또한 가능토록 설계/제작하여, 로켓 엔진개발에 필요한 비용의 절감 및 기초연구가 가능토록 하였다.

본 소형연소시험장치를 개발함에 있어서 추진제의 종류 및 상의 변화를 고려한 호환 및 확장성, 높은 안전율과 기존 연소시험에서 입증된 부품 사용을 통한 높은 신뢰성, 그리고 모든 구성품에 대한 강도/기밀 시험을 적용하여 안전성의 향상을 추구하였다. 한편 시험 준비 및 운용, 결과 분석에 이르기까지 전 과정이 하나의 데이터 저장 및 제어 장치에서 처리될 수 있도록 하여, 장비 운용의 정확성 및 효율성을 높일 수 있도록 하였다.

현재 본 소형연소시험장치를 이용하여, 연소실 및 노즐을 개별적으로 냉각이 가능토록 설계한 축소형 액체로켓엔진의 냉각특성 및 엔진성

능에 대한 연구를 수행하고 있다. 시험에 사용된 축소형 액체로켓엔진의 경우 전단 동축형 분사기(swirl co-axial injector)를 장착하였다.

2. 본 론

2.1 소형연소시험장치의 구성

소형연소시험장치는 표. 1에서 보는 바와 같이 연소시험 시스템, 점화기 시스템, 데이터 측정 및 제어 시스템, 추진제 저장소, 소음저감 시스템으로 구성되어 있다. 추진제 저장소의 경우, 연료와 산화제(액체산소) 공급 시스템, 냉각수 공급 시스템, 추진제와 냉각수 가압용의 질소공급 시스템으로 이루어져 있으며, 연료공급 시스템을 시험용 연소기의 냉각시스템으로 직결하여 재생냉각 연소시험이 가능하도록 설계되었다. 시험용 연소기의 점화기로 사용되는 토치식 점화기를 구동하기 위한 점화장치 시스템은 기상의 산소와 기상의 수소 공급 시스템으로 이루어져 있다. 데이터 측정 시스템은 크게 추력측정 시스템, 데이터 저장 및 제어 시스템으로 구성되어 있으며, 원격지에 설치된 상황판에서 모든

순번	품명	구성요소	개수 (set)	용도
1	Combustion Test System	Kerosene Supply System	1	엔진 연료공급
		LO2 Supply System	1	엔진 산화제공급
		H2O Supply System	1	엔진 냉각수 공급
		N2 Pressurization System	1	추진제/냉각수 가압
2	Ignition System	GO2 Supply System	1	점화기 산화제공급
		H2/NG Supply System	1	점화기 연료공급
		N2 Pressurization System	1	점화용 추진제 가압
3	Measurement System	TMS	1	엔진 추력 측정
		TPMS	-	일련의 열역학적 물성치 측정
		Status Panel	1	시험진행상황 관측
		Monitoring System	1	시험상태 확인
4	Container Box(C/B)	Engine C/B	1	TMS, 추진제/냉각수 bottle 설치
		Control C/B	1	제어계측장비 설치/통제센터
		추진제 및 가압용 bottle C/B	1	추진제 및 가압용 질소 저장
5	NSS	-	1	고온/고압 연소가스 중화

표 1 소형연소시험장치의 구성(TMS : Thrust Measurement System, TPMS : Thermodynamic Properties Measurement System, NSS : Noise Suppression System)

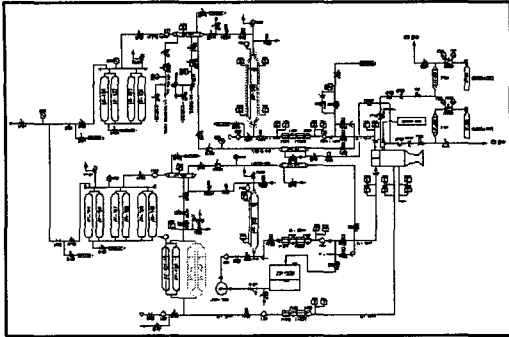


Fig. 1 The Schematic of Small Combustion Test Facility.

운용조건이 설정 및 감시되고 있으며, CCTV 카메라를 통해 시험스탠드 및 설비를 관측할 수 있도록 하였다. 추진제 저장소는 추진제와 추진제 가압용 질소 bottle을 저장하며, 추진제 공급을 위한 제반 밸브 및 공압 시스템이 설치되어 있다. 소음저감 시스템은 reservoir에 저장된 냉각수를 펌프에 의한 순환시키는 closed cycle type이며, 소음저감 시스템에 의해 분사된 냉각수는 시험용 연소기에서 배출되는 고온의 연소 가스의 온도와 속도를 급격히 감소시켜, 주위와의 속도차에 의한 소음을 감소시킬 수 있도록 하였다. Fig. 1은 소형연소시험장치의 scheme을 보여주고 있으며, 좌측 위로부터 산화제 공급시스템, 연료 공급시스템, 냉각수 공급시스템으로 구성되어 있으며, 시험용 엔진 우측 상부는 점화기용 추진제 공급시스템을 보여주고 있다.

2.2 소형연소시험장치 사양

본 소형연소시험장치의 각 구성 시스템별 사양은 다음과 같다.

가. 추진제 및 가압제 공급 시스템

추진제 및 냉각수 가압용 탱크는 최대 320 bar까지 가압이 가능하며, 단위 탱크 용량이 100 liter이다. 산화제 탱크의 경우 4개의 가압 질소 탱크로 가압하며, 연료 및 냉각수 탱크는 10개의 가압 질소 탱크로 가압하게 된다. 산화제 탱크의 경우 이중벽으로 구성되어 단열효과를 높였으며 저장용량은 50 liter로 최대 작동압

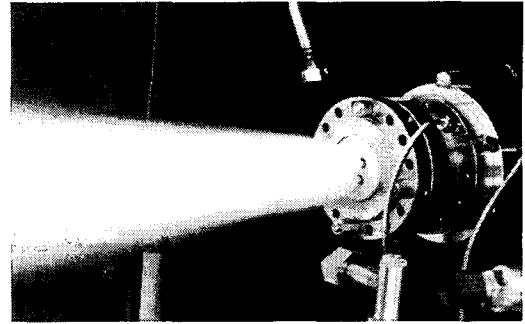


Fig. 2 Cold Flow Test of Small Liquid Rocket Engine.

력은 200 bar이다. 케로신 공급 탱크와 냉각수 공급탱크의 용량은 각각 50 liter 와 100 liter이며, 최대 작동압력은 각각 200 bar와 100 bar이다. 추진제 및 냉각제의 최대 시험가능시간은 30 sec이며, 이 때 공급 가능유량은 추진제의 경우 산화제와 연료 각각 1.0 kg/sec와 0.5 kg/sec, 냉각수의 경우 2 kg/sec이다. Fig. 2는 모사추진제(물)를 이용한 축소형 로켓엔진의 수류시험을 보여주고 있다.

나. 점화기 시스템

점화기 시스템의 경우, 시중에서 쉽게 구입이 가능한 기체 수소와 기체 산소 bottle을 기계식 regulator와 solenoid valve에 연결하여 점화기용 추진제를 공급/점화하는 형태를 띤다. 축소형 연소기 실린더의 직경을 고려하여 화염길이를 약 6 cm 정도로 형성시키며, 이때 점화기용 추진제의 공급 압력은 산화제와 연료 각각 5.0 bar와 5.5 bar이다.

다. 데이터 측정 및 제어 시스템

연소시험을 위한 일련의 추진제 가압 및 밸브 개/폐 등은 Catman으로 작성된 제어 프로그램에 의해 제어되며, 일련의 시험 데이터는 시험 준비단계에서 시험종료까지 DAQ에 자동으로 저장된다. 안전한 시험과 효과적인 운영을 위해 시험제어동에는 시험현황의 모니터링이 가능한 CCTV camera와 현황판이 설치되어 있다.

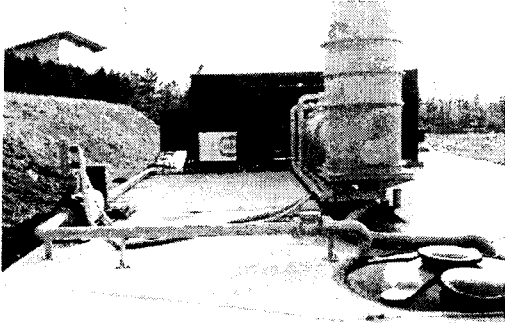


Fig. 3 Noise Suppression System.

라. 소음저감 시스템

소음저감 시스템은 고온고압의 연소가스를 냉각시킬 수 있도록 냉각수가 분사되는 L 자형의 구조물과 6 ton의 냉각수 저장탱크 및 냉각수의 공급/순환을 위한 펌프로 구성된다. 냉각수의 최대 공급유량은 40 kg/sec이나 시험조건에 따라 가변적으로 공급된다. 냉각수가 분사되는 L 자형 구조물의 수평부에서는 4개의 환형 분사기와 1개의 직선형 분사기가 장착되어 있다. Fig. 3은 소음저감 시스템을 보여준다.

마. 연소시험장치 시스템

연소기를 장착하고 일련의 연소특성 및 성능을 측정하기 위한 열역학적 물성치와 유량을 측정할 수 있는 센서와 최대 1 KN까지의 추력을 측정할 수 있는 추력측정 시스템으로 구성된다. 추력 측정을 위한 load cell은 교정용 scale을 유압실린더를 통해 손쉽게 calibration할 수 있어 시험운용이 편리할 뿐아니라, 신뢰성 있는 데이터를 획득할 수 있다. Fig. 4는 연소시험장치 시스템을 보여 준다

3. 요약

시험용 로켓엔진의 지상연소시험을 수행할 수 있는 소형연소시험장치를 개발하였다. 본 소형 연소시험장치는 상대적으로 적은 비용을 투입하

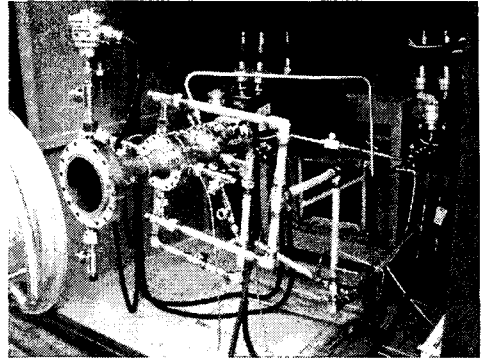


Fig. 4 Combustion Test Stand.

여, 발사체용 액체로켓엔진 개발의 선행 연구 단계에서 연소기의 냉각특성 및 연소성능 평가가 가능한 시험환경을 제공하고 있으며, 일련의 시험을 통하여 안정성과 신뢰성이 향상될 수 있는 엔진 설계를 가능하게 할 것으로 판단된다.

향후 추진제 종류에 따른 냉각특성 연구를 위해 기체 메탄 및 액화천연가스의 공급이 가능토록 시험장치를 개량할 예정이며, 냉각수 공급계의 저장용량을 확대하여 내구도 시험이 가능하도록 할 예정이다.

[후 기]

본 논문은 국가지정연구실사업 “액체로켓엔진 재생냉각 시스템 개발” 과제에서 수행된 연구결과 의 일부이며, 과제를 지원해 주신 관계자 여러분께 깊이 감사드립니다.

참고문헌

- [1] Ronald W. Humble et al., "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill, 1995
- [2] A.A. Kozlov, V.M. Abashev et al., "Experimental finishing of bipropellant apogee engine with thrust of 200N", 51st International Astronautical Congress, 2000.
- [3] Charles D. Brown, "Space Propulsion", AIAA, 1995.