

技術論文

액체로켓엔진 성능 및 냉각특성 연구를 위한 연소시험장치 개발

김동환*, 이성웅**, 유병일***

Development of Combustion Test Facility for Liquid Rocket Engine

Dong-Hwan Kim*, Sung-Woong Lee** and Byung-Il Yu***

ABSTRACT

Combustion test facility for liquid rocket engine using kerosene and liquid oxygen has been developed for the purpose of cooling and performance study. Test engine of thrust under 1.0 KN can be evaluated, and the real combustion test ensures a good operation of the combustion test facility. Combustion test facility will be modified to supply natural gas and liquefied natural gas as fuel and to give a regenerative cooling test.

초 록

액체로켓엔진의 성능 및 냉각특성 연구를 위한 연소시험장치를 개발하였다. 본 시험장치는 액체산소와 kerosene을 추진제로 사용하는 추력 1.0 KN 이하의 액체로켓엔진의 성능 및 냉각 특성연구가 가능하며, 실제 연소시험을 통해 정상적인 작동을 확인하였다. 향후 액화천연가스와 천연가스를 사용하는 로켓엔진의 시험 및 재생냉각시험이 가능토록 설비 개량을 실시할 예정이다.

Key Words : Combustion Test Facility(연소시험장치), Propellant Cooling(추진제 냉각), 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 제한된 개발환경에서 액체로켓엔진의 성공적인 개발을 위해서는 엔진개발 초기단계에서 개발비용의 최소화 및 엔진의 성능 검증을 수행할 목적으로 축소형 엔진을 제작/시험하게 된다[1~3]. 본 논문에서 다루

고자 하는 연소시험장치는 엔진 냉매의 종류에 따른 액체로켓엔진의 냉각특성연구가 주된 목적이나, 액체로켓엔진의 연소특성 및 엔진성능 연구 또한 가능토록 설계/제작하여, 로켓엔진개발에 필요한 비용의 절감 및 기초연구가 가능토록 하였다.

본 연소시험장치를 개발함에 있어 (주)로템 기술연구소에서 연구 중인 10톤급 LNG 재생냉각 방식의 LRE의 개발과정에서 축적한 시험기술을 바탕으로, 비열이 큰 물 뿐 아니라 실제 엔진연소에 사용되는 추진제를 이용하여 추진제의 상변화를 고려한 액체로켓엔진의 냉각특성 시험이 가능토록 하였다[4]. 이러한 냉각특성연구는 재생냉각과 유사하나 실제로 냉각된 추진제를 연소에 사용하지 않고, 단지 추진제로 엔진을 냉각(추진제 냉각)함에 따른 냉각성능이나 추진제의 열역학적 물성변화 등을 연구하는 데 그 목적이 있

† 2005년 3월 28일 접수 ~ 2005년 9월 22일 심사완료

* 정회원, (주)로템 기술연구소

** 정회원, (주)마이크로프랜드 기술연구소

*** 정회원, 한국항공우주연구원 추진기관체계그룹
연락처, E-mail : kimdh@rotem.co.kr
경기도 용인시 구성읍 마북리 80-10

Table 1. Configuration of Combustion Test Facility

(TMS : Thrust Measurement System, TPMS : Thermodynamic Properties Measurement System, NSS : Noise Suppression System)

순번	품명	구성요소	개수 (set)	용도
1	Feeding & Pressurization 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
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

다. 재생냉각엔진의 경우 추진제 공급 라인을 따라 흐르는 유체가 극저온의 고압 상태일 뿐 아니라, 공급라인을 따라 유동을 하면서 상변화가 발생하므로 추진제 공급계통 및 공급계통에 사용되는 부품의 경우 높은 강도/기밀 특성이 요구된다. 이러한 공급계통의 엄격한 기준들은 준수하기 위하여, 전술한 바와 같이 10톤급 재생냉각엔진을 위한 시험장치의 안전기준에 준하여 본 연소시험장치를 개발하였으며, 시험결과 높은 수준의 안전성을 확보하였음을 확인할 수 있었다. 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 연소시험장치를 이용하여 연소실 및 노즐을 개별적으로 냉각이 가능토록 설계한 축소형 액체로켓엔진의 냉각특성 및 엔진성능에 대한 연구를 수행하고 있다. 시험에 사용된 축소형 액체로켓엔진의 경우 와류 동축형 분사기(swirl coaxial injector)를 장착하였다.

II. 본 론

2.1 시험장치 구성

연소시험장치는 Table 1에서 보는 바와 같이 (추진제 및 냉각수) 공급 및 가압 시스템, 점화기 시스템, 데이터 측정 및 제어 시스템, 추진제 저장소, 소음저감 시스템으로 구성되어 있다. 공급 및 가압

시스템은 현재 kerosene을 이용한 연소시험이 가능하며, 향후 LNG 및 LH₂ 공급 및 가압이 가능토록 설비를 개량 및 확장할 예정이다. 공급 및 가압 시스템은 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 torch Type 점화기를 구동하기 위한 점화장치 시스템은 기상의 산소와 기상의 수소 공급 시스템으로 이루어져 있다. 데이터 측정 시스템은 추력측정 시스템, 데이터 저장 및 제어 시스템으로 구성되어 있으며, 원격지에 설치된 상황에서 모든 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 시스템(NSS)에 의해 분사된 냉각수는 시험용 연소기에서 배출되는 고온의 연소가스의 온도와 속도를 급격히 감소시켜, 주위와의 속도차에 의한 소음을 감소시킬 수 있도록 하였다. Fig. 1은 소형연소시험장치의 schematic을 보여주고 있으며, 좌측 위로부터 산화제 공급시스템, 연료 공급시스템, 냉각수 공급시스템으로 구성되어 있으며, 시험용 엔진 우측 상부는 점화기용 추진제 공급시스템을 보여주고 있다.

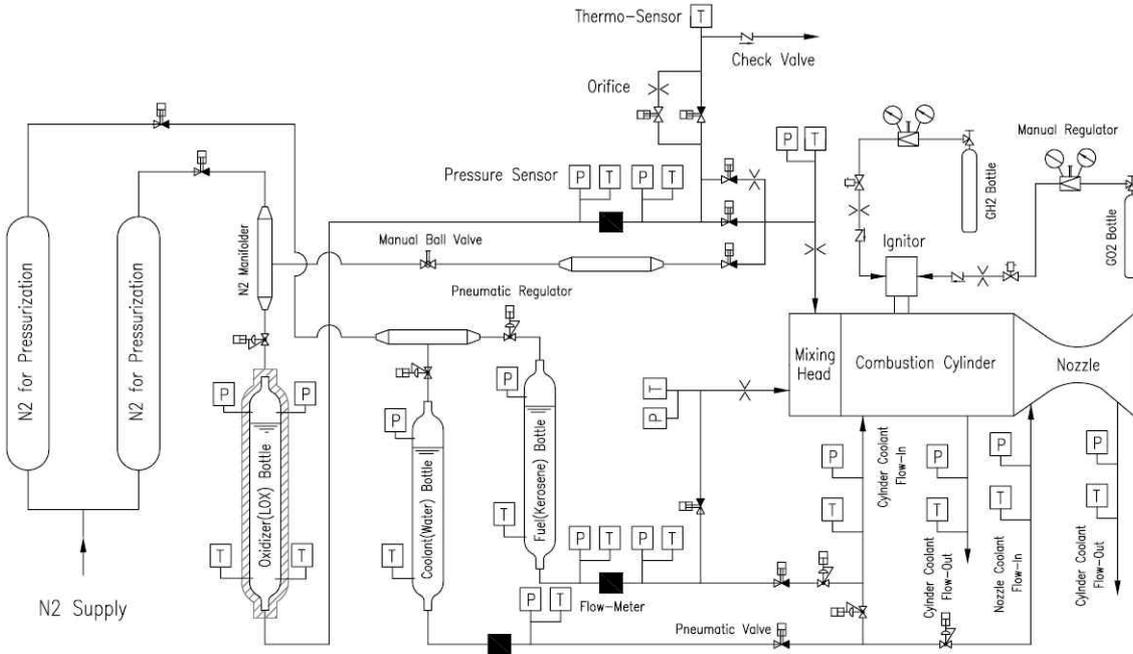


Fig. 1. Simplified Schematic of Combustion Test Facility

2.2 시험장치 사양

본 연소시험장치의 각 구성 시스템별 사양은 다음과 같다.

2.2.1 공급 및 가압 시스템

추진제 및 냉각수 가압용 [질소] 탱크는 최대 320 bar까지 가압이 가능하며, 단위 탱크 용량이 100 liter이다. 산화제 탱크의 경우 4개의 가압 질소 탱크로 가압하나(Fig. 2 Bottle B), 연료 및 냉각수 탱크의 경우 재원 및 C/B 공간의 문제로 6개의 가압 질소 탱크로 가압하도록 하였으나, 이 부분은 추후 독립 가압형태로 개량할 예정이다(Fig. 2 Bottle A). 본 연소시험장치의 경우, 낮은 공급유량에서 시험이 수행되므로, 연소에 보다 critical한 산화제 온도증가를 막기 위해 산화제 공급 탱크를 이중벽으로 구성하여 단열효과를 높였으며 저장용량은 50 liter로 최대 작동압력은 200 bar이다. Kerosene 공급 탱크와 냉각수 공급 탱크의 용량은 각각 50 liter 와 100 liter이며, 최대 작동압력은 각각 200 bar와 100 bar이다. 일련의 추진제 및 냉각수는 약 4 kg/s까지 유량을 공급하도록 설계되었다. 그러나 냉각수의 경우 최대 약 4 kg/s 정도의 유량으로 공급되므로 연소기의 내구성 시험과 같이 긴 작동시간을 요구하는 연소시험이나 많은 수의 인젝터를 가지는 엔진의 경우 충분한 냉각을 위한 냉각수의 유량

공급량에 한계가 있어, 향후 냉각수의 공급 유량을 증가시키기 위해 설비를 개량할 예정이다. 또한 재생냉각엔진의 냉각 및 연소 특성을 연구하기 위해서는 추진제 공급유량도 커져야 하므로 추진제의 공급 유량 증가를 위한 설비 개량도 계획되어 있다.

2.2.2 점화기 시스템

점화기 시스템의 경우, 시중에서 쉽게 구입이 가능한 기체 수소와 기체 산소 bottle을 기계식 regulator와 solenoid valve에 연결하여 점화기용 추진제를 공급하여, 차량용 점화플러그의 순간방전을 통해 점화하는 형태를 띤다. 점화기에 공급



Fig. 2. Propellant/Coolant Pressurization System

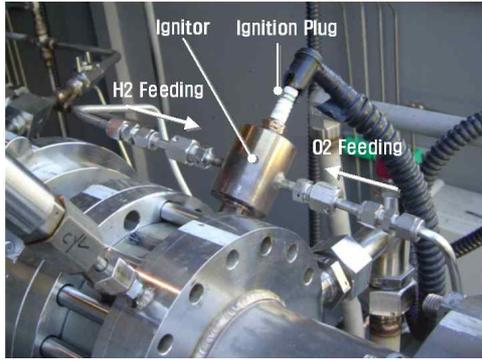


Fig. 3. Ignitor Equipment on the Test Engine



Fig. 4. Ignition Test for Flame Length Decision

되는 산화제와 연료의 공급관은 4 mm 직경의 stainless steel tube를 사용하며, 점화기에서 연소가 발생하는 연소실 직경 및 길이는 각각 25 mm와 30 mm 이다. 점화기의 연소실의 끝단은 직선화염 유도 관과 길이 8mm의 수축형 노즐을 통해 연결된다. 점화기에 의해 생성되는 화염의 길이가 연소기 실린더에 열부하가 발생하지 않도록 하는 최대 화염길이는 연소실 직경, 인젝터 분사각, 점화기 장착 위치를 고려하여 계산한 결과 약 6 cm로 결정되었다[5]. 점화기용 추진제 공급라인에 유량계를 장착하지 않아 실제 유량은 측정하지 않았으며, 화염분석기를 통해 화염길이만을 측정하여 점화기용 추진제 공급압력을 결정하였다. 시험결과 적정 최대 화염길이를 구현하기 위한 점화기용 추진제의 공급 압력은 산화제와 연료 각각 5.0 bar와 5.5 bar로 나타났다. Fig. 3과 Fig. 4는 시험용 엔진에 장착된 점화기의 모습과 화염길이 선정을 위한 점화기 점화시험을 보여주고 있다.

2.2.3 데이터 측정 및 제어 시스템

연소시험을 위한 일련의 추진제 가압 및 밸브 개/폐 등은 HBM 사의 상용 Program language

인 Catman으로 작성된 제어 프로그램에 의해 제어되며, 일련의 시험 데이터는 시험 준비단계에서 시험 종료까지 DAQ에 자동으로 저장된다. 안전한 시험과 효과적인 운영을 위해 시험제어동에는 시험 현황의 모니터링이 가능한 CCTV camera와 현황 판넬이 설치되어 있다.

2.2.4 소음저감 시스템

소음저감 시스템은 Fig. 5에서 보는 바와 같이 고온고압의 연소가스를 냉각시킬 수 있도록 냉각수가 분사되는 L 자형의 구조물과 6 ton의 냉각수 저장탱크 및 냉각수의 공급/순환을 위한 펌프로 구성된다. 냉각수는 40 kg/s 이상의 유량을 공급하도록 설계되었으나 시험조건에 따라 냉각수 유량은 달리하여 공급한다. 냉각수가 분사되는 L자형 구조물의 수평부분에서는 4개의 환형 분사기와 1개의 직선형 분사기(core injection type)가 장착되어 있다.

2.2.5 연소시험장치 시스템

연소기를 장착하고 일련의 연소특성 및 성능을 측정하기 위한 열역학적 물성치와 유량을 측정할 수 있는 센서와 최대 1 KN까지의 추력을



Fig. 5. Noise Suppression System

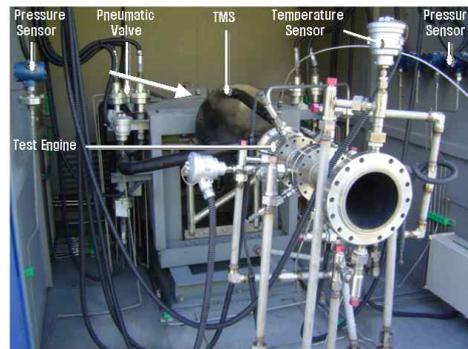


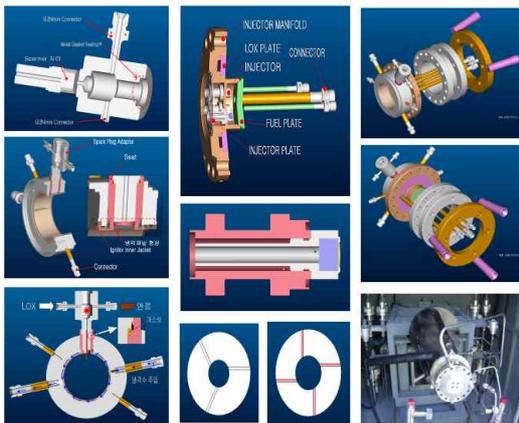
Fig. 6. Engine C/B and Engine Equipment

측정할 수 있는 추력측정 시스템으로 구성된다. 추력 측정을 위한 load cell은 고정용 scale을 유압실린더를 통해 손쉽게 calibration할 수 있어 시험운용이 편리할 뿐 아니라, 신뢰성 있는 데이터를 획득할 수 있다. Fig. 6은 연소시험장치 시스템을 보여주고 있다.

2.3 성능입증시험

연소시험장치의 성능입증 및 액체로켓엔진 냉각특성연구를 위하여 Fig. 7과 Table 2에서 보는 바와 같은 시험용 연소기를 제작하였다. 시험용 연소기의 경우 Fig. 7에서 보는 바와 같이 혼합기, 점화기 장착부, 실린더 및 노즐을 각각 따로 제작/조립하여 관심 부분의 냉각연구를 가능토록 하였다. 실린더와 노즐의 경우 (주)로템 기술연구소에서 기 제작하여 시험을 완료한 시험용 연소기의 실린더와 노즐을 사용하였으며[5], 연소시험장치의 성능입증시험을 위해서는 혼합기 및 점화기만을 새로이 제작하였다. 연소시험장치의 성능입증을 위한 시험조건은 Table 3과 같다. 일련의 성능입증시험을 수행하기 전 수류시험을 통하여 가압압력 대비 각 추진제 및 냉각수의 유량을 확인하여 정확한 시험조건을 구현할 수 있도록 하였다. Fig. 8은 시험용 연소기의 연료와 산화제에 대한 수류시험을 보여주고 있다.

Fig. 9는 연소시험을 위한 test cyclogram을 보여주고 있다. Fig. 9에서 보는 바와 같이 점화기와 시험용 엔진 모두 산화제를 선 공급하고 연료를 후 공급하는데, 이는 연료를 선 공급할 경우 산화제 공급 전 연료와 주위 공기가 반응하여 연소가 일어나는 것을 방지하기 위한 것이다. Fig. 10



(a) Ignitor (b) Mixing Head (c) Ass'y

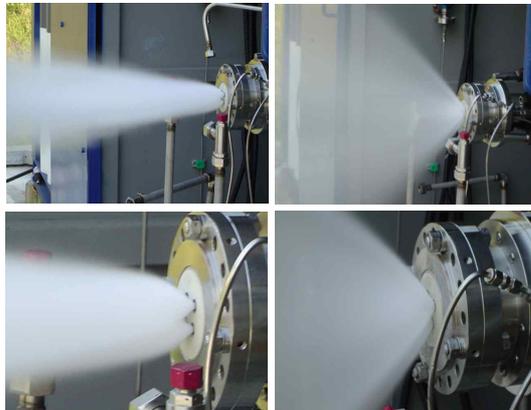
Fig. 7. Test Engine Component

Table 2. Test Engine Specification

Item	Unit	Value
Chamber Diameter	mm	90
Chamber Length		200
Nozzle Throat Diameter		20
Nozzle Expansion Ratio	-	9
Injector Type	-	Swirl Coaxial
Injector No.	EA	4

Table 3. Combustion Test Condition

Condition	Unit	Value
Test Time	sec	4.000
Fuel Mass	kg/s	0.257
Oxidizer Mass		0.513
Coolant Mass		2.600
Mixture Ratio	-	2.000
Combustion Pressure(Pc)	MPa	1.000



(a) Fuel (b) Oxidizer

Fig. 8. Cold Flow Test of Test Engine

Valve	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
KV205(산소배출)	█										
KV501(기체산소)	█	█	█	█	█	█	█	█			
KV502(기체수소)		█	█	█	█	█	█	█			
이그나이터 점화	█	█	█	█	█	█	█	█			
KV206(산소메인)			█	█	█	█	█	█			
KV304(연료메인)					█	█	█	█			
KV208(산소퍼징)									█	█	
KV306(연료퍼징)										█	█

Fig. 9. Combustion Test Cyclogram

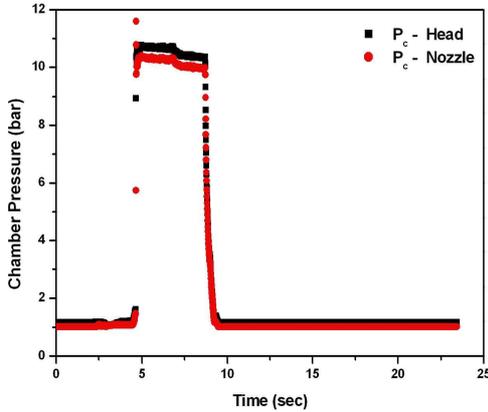


Fig. 10. Pc Variation versus Test Time

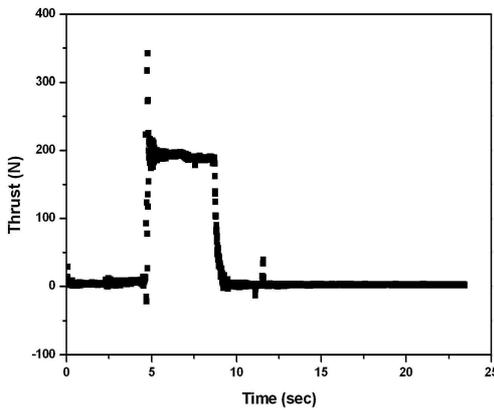


Fig. 11. Coolant Temperature Variations versus Test Time

과 Fig. 11은 시험용 엔진의 연소시간에 따른 연소실 압력변화와 추력의 변화를 보여주고 있다. 연소실 압력은 combustion cylinder의 양 끝단 (mixing head 후단과 nozzle 전단)에서의 압력을 측정하였다. 연소시험장치의 성능입증을 위한 연소시험은 Fig. 9에서 보는 바와 같이 점화기 점화 후 약 5초 후에 시험용 엔진에서 연소가 일어나며, 점화기 점화 후 약 9초 후에 연소가 종료된다. 이를 만족하기 위해서는 제어시스템의 신호응답속도가 빨라야 하며, 노이즈 발생이 최소화되어야 한다. 이러한 조건이 만족될 경우 일련의 공압 밸브는 cyclogram에 의거하여 주어진 시간에 정확히 개폐되는데, 본 시험장치의 경우 Fig. 10과 Fig. 11에서 보는 바와 같이 추진제 연소의 시작과 끝이 cyclogram과 일치함을 알 수 있다. 그러나 Fig. 10에서 보는 바와 같이 연소실 압력은 설정압력인 1 MPa에 근사한 값을 보이 나, 초기 2초 동안에는 압력 편차가 발생함을 알

수 있다. 이러한 현상은 시험용 엔진의 추력변화를 시간의 경과에 따라 나타낸 그래프인 Fig. 14에서도 확인할 수 있는데, 이러한 압력 편차 원인은 높은 산화제 가압압력(60 bar)에 따른 레귤레이터 controller의 보정시간 지연에 기인한 것으로 추정된다. 이러한 압력 편차의 정량적인 크기는 약 $\pm 2.0\%$ 내인 것임을 볼 때 정상적인 연소시험을 구현하는 것으로 판단된다. 또한 Fig. 10과 Fig. 11에서 보는 바와 같이 연소실 압력 편차에 따라 추력도 조금씩 변화하는 것을 볼 수 있으나, 압력 편차의 변화 폭 보다는 낮은 편차를 보이는데 이는 압력 센서와 추력 측정용 load cell의 분해능 차이에 따른 것이다. Fig. 9 ~ 10을 통해서 (주)로템 기술연구소에서 개발한 연소시험장치가 정상적인 연소시험을 구현함을 확인할 수 있다.

III. 요약

액체추진제를 사용하는 로켓엔진의 성능 및 냉각특성연구를 위한 연소시험장치를 개발하였으며, 일련의 성능입증 시험을 통해 주어진 cyclogram에 따라 추진제 공급 및 차단이 제어됨을 확인할 수 있었다. 향후 재생냉각 시험을 위한 연소시험장치의 개량을 계획 중에 있다.

후 기

본 연구는 과학기술부 주관의 국가지정연구실 사업(과제명 : 액체로켓엔진 재생냉각 시스템 개발, 과제 번호 : 2000-N-NL-01-C-217)의 일환으로 추진되었다.

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 bi-propellant apogee engine with thrust of 200 N", 51st International Astronautical Congress, 2000.
- 3) Charlse D. Brown, "Space Propulsion", AIAA, 1995.
- 4) (주)로템 기술연구소, "NRL 2단계 1차년도 연구성과보고서", 과학기술부, 2003. 6.
- 5) (주)로템 기술연구소, "NRL 1단계 2차년도 연구성과보고서", 과학기술부, 2002. 6.