

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.3.089>

## 메탄엔진 연소시험설비 구축 및 예비 시험들

강철웅<sup>a</sup> · 황동현<sup>a</sup> · 안종현<sup>a</sup> · 이준서<sup>a</sup> · 이다인<sup>a</sup> · 안규복<sup>a,\*</sup>

# Methane Engine Combustion Test Facility Construction and Preliminary Tests

Cheolwoong Kang<sup>a</sup> · Donghyun Hwang<sup>a</sup> · Jonghyeon Ahn<sup>a</sup> · Junseo Lee<sup>a</sup> ·  
Dain Lee<sup>a</sup> · Kyubok Ahn<sup>a,\*</sup><sup>a</sup>*School of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea*<sup>\*</sup>*Corresponding author. E-mail: kbahn@cbnu.ac.kr*

### ABSTRACT

This paper deals with the construction of a combustion test facility and preliminary tests for hot-firing tests of a methane engine. First, the combustion test facility for a 1 kN-class thrust chamber using liquid oxygen/gas methane as propellants was designed and built. Before hot-firing tests, the cold-flow tests of each propellant line and the ignition tests of torch igniter/afterburner were performed to verify propellant supply stability of the combustion test facility, operation of the control and measurement system, and successful ignition. Finally, a preliminary hot-firing test was conducted to measure the combustion efficiency, heat flux, and combustion stability of a thrust chamber prototype. The constructed combustion test facility will be helpfully used for basic research and development of methane engine thrust chambers.

### 초 록

본 논문에서는 메탄엔진 연소시험을 위한 연소시험설비 구축과 예비 시험들을 다루었다. 먼저 액체 산소/기체메탄을 추진제로 사용하는 1 kN급 연소기 연소시험설비를 설계 및 구축하였다. 연소시험 전 각 추진제 라인의 수류시험 및 토치 점화기/에프터버너의 점화시험을 통해 연소시험설비의 추진제 공급 안정성, 제어 및 계측시스템 작동, 성공적인 점화를 검증하였다. 마지막으로 예비 연소시험을 수행하여 연소기 시제품의 연소 효율, 열유속, 연소 안정성을 측정하였다. 구축된 연소시험설비는 메탄엔진 연소기 기초연구 및 개발에 유용하게 활용될 예정이다.

Key Words: Cold-flow Test(수류시험), Combustion Test Facility(연소시험설비), Hot-firing Test(연소시험), Methane Engine(메탄엔진), Thrust Chamber(연소기)

### Nomenclature

Received 16 February 2021 / Revised 30 March 2021 / Accepted 6 April 2021  
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

 $A_t$  = Nozzle throat area

$c^*$	= Characteristic velocity
$c^*_{exp}$	= Experimental characteristic velocity
$c^*_{ideal}$	= Ideal characteristic velocity
$\dot{m}_t$	= Total propellant mass flow rate
$P_c$	= Pressure in a combustion chamber
$p'_{rms}$	= RMS value of pressure fluctuations
$\eta_{c^*}$	= Efficiency of characteristic velocity

## 1. 서 론

최근 발사체 선진국은 메탄엔진 개발에 많은 노력을 기울이고 있다. 시도되었거나 현재 개발 중인 메탄엔진으로는 Morpheus, BE-4, RS-18, Raptor(미국), RD-0146DM, RD-0162(러시아), LM10-MIRA, Prometheus(유럽), LE-8(일본) 등이 있다. 우리나라 또한 과거 국내 산업체에서 Chase-10 메탄엔진을 개발한 경험이 있다[1-10].

현재 발사체 시장의 동향은 재사용 발사체, 친환경 발사체, 고효율/저비용 추진제, 그리고 달/

화성 탐사로 압축된다. 메탄은 이런 추세를 충족 시키기에 적합한 연료로 평가받고 있다. 메탄은 친환경적이며, 수소나 케로신에 비해 경제적이고, 달/화성에서 현지 자원을 활용하여 얻을 수 있으며, 액체산소(LOx)/액체수소 추진제 조합보다 밀도와 비추력의 곱이 커 발사체 체적 감소에 유리하다. 또한 다른 탄화수소 계열의 연료보다 높은 코킹 한계 온도 때문에 재생냉각 방식의 연소기에서 우수한 냉각성을 갖으며, 연소 생성물이 깨끗하여 재사용 발사체에 적합하다. 마지막으로 액체산소와 유사한 액상 성질을 갖기 때문에 엔진 구성품 설계 시 기존 설계를 활용할 수 있다는 장점이 있다[11].

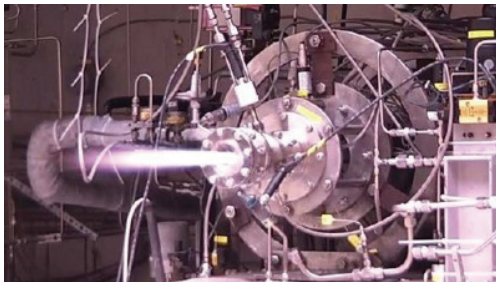
학계 차원에서도 많은 기초연구 및 개발이 이루어지고 있다. 이를 위한 해외 대학의 연소시험 설비를 살펴보면, Purdue Univ.는 액체산소 최대 유량 6.8 kg/s, 액체메탄 최대 유량 2.3 kg/s에서 최대 추력 45.4 kN까지 연소시험이 가능한 설비를 갖고 있다. ERAU(Embry-Riddle Aeronautical Univ.)에는 최대 추력 13.6 kN까지 연소시험이 가능한 연소시험설비가 있다. 이외 독일의 Technical Univ. of Munich, 이란의 Tarbiat Modares Univ., 캐나다의 Univ. of British Columbia 등에도 연소시험설비가 갖춰져 있다[12-16]. Fig. 1(a)는 ERAU에서의 연소시험 사진이다.

우리나라도 과거 Chase-10의 개발 이후, 메탄엔진에 대한 연소시험이 대학교 연구실에서 진행되어 왔다. 대표적으로 한국항공대학교, 충남대학교, 그리고 부경대학교에 연소시험설비가 구축되어 있다. 한국항공대학교 설비는 LOx와 기체메탄(GCH<sub>4</sub>)를 각각 20초 동안 최대 0.38 kg/s, 0.15 kg/s로 공급이 가능하며, 연소시험은 LabVIEW 시퀀스 로직에 의해 제어된다. 충남대학교의 액체로켓 연소시험설비는 5 kN급으로 수직, 수평, 상온, 고공 시험 스탠드 등으로 구성되어 있다. 마지막으로 부경대학교에는 추력 측정이 가능한 200 N급 연소시험설비가 갖춰져 있다[17-20]. Fig. 1(b)는 충남대학교에서의 연소시험 사진이다.

이처럼 메탄엔진 연구의 중요성이 커짐에 따



(a)



(b)

Fig. 1 Photographs of hot-firing tests at (a) ERAU and (b) Chungnam National Univ.[13,20].

라 국내외의 발사체 관련 기관과 학교에서 활발한 연구가 진행되고 있다. 본 연구팀은 독자적으로 메탄엔진 연소기의 기초연구 및 개발을 수행하기 위해 메탄엔진 연소시험설비를 구축하였다. 본 논문에서는 충북대학교 1 kN급 메탄엔진 연소시험설비의 구축에 관하여 소개하며, 예비 시험들의 결과를 설명하였다.

2. 연소시험설비 설계 및 구축

Fig. 2는 충북대학교 1 kN급 메탄엔진 연소시험설비 구축을 위한 P&ID(piping and instrumentation diagram)이다. 2.1~2.4절의 내용을 바탕으로 P&ID를 설계하였다.

2.1 탱크 및 용기

충북대학교 1 kN급 메탄엔진 연소시험설비는 연소실 압력 50 bar에서 30초, 25 bar에서 120초 이상의 연소시험을 목표로 한다. 연소실 압력, 배관/연소기 매니폴드/분사기에서의 압력 손실, 정격 유량을 고려하여 용량 100 L, 운용 압력 100 bar의 액체산소 런탱크(LOx run tank)를 제작하였다. 액체산소 런탱크는 156 bar의 수압시험과 액체침투탐상검사를 통해 결함이 없는 것을 확인하였으며, 한국가스안전공사의 심사를 통과하였다.

메인 및 점화기의 연료로 사용되는 기체메탄은 연소실 압력, 레귤레이터/배관/연소기 매니

폴드/분사기에서의 압력 손실, 정격 유량을 고려하여 운용 압력 120 bar의 47 L 용기 4개를 설치하였다. 연소시험설비에서 기체질소는 액체산소와 액체질소 가압, 배관/매니폴드 퍼지, 자동밸브 구동, 기밀시험 등에 사용된다. 이를 위해 운용 압력 120 bar의 40.2 L 용기 12개가 연소시험장에 배치되었다.

연소시험설비에서 연소기 냉각제로는 액체질소와 물을 이용한다. 액체질소를 공급하기 위한 액체질소 런탱크(LN<sub>2</sub> run tank)는 한국가스안전공사의 기승인을 받은 용량 80 L, 운용 압력 80 bar의 탱크를 설치하였다. 물을 공급하기 위한 냉각수 런탱크(H<sub>2</sub>O run tank)는 용량 136 L, 운용 압력 100 bar의 탱크를 활용하였다.

토치 점화기의 산화제로 사용되는 기체산소는 운용 압력 120 bar의 40.2 L 용기 1개가 사용되

Table 1. Capacity and operating pressure of the tanks and cylinders.

	Capacity [L]	Pressure [bar]
LOx run tank	100	100
LN <sub>2</sub> run tank	80	80
H <sub>2</sub> O run tank	136	100
GCH <sub>4</sub> bottle	4×47	120
GN <sub>2</sub> bottle	12×40.2	120
GO <sub>2</sub> bottle	40.2	120
LPG bottle	48	X
NSS tank	2,000	X

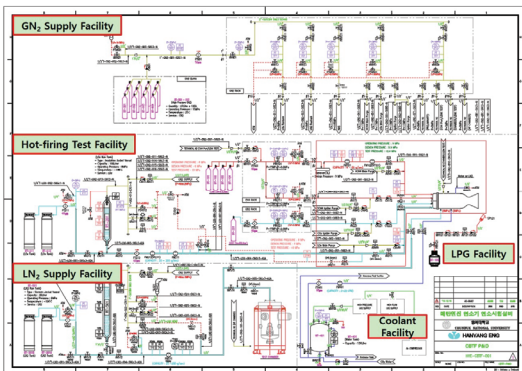


Fig. 2 P&ID for the combustion test facility.



Fig. 3 LOx run tank and gas cylinder reservoir.

였으며, 애프터버너의 연료로 사용되는 LPG는 용량 48 L의 용기 1개를 구비하였다. 마지막으로 물분사 소음저감장치(NSS, noise suppression system)에 필요한 물을 저장, 공급할 수 있도록 2,000 L 용량의 물탱크도 설치하였다. Fig. 3은 액체산소 런탱크와 가스 용기들의 저장소이며, Table 1에 연소시험설비에 설치된 탱크 및 용기들의 용량과 운용 압력을 정리하였다.

## 2.2 유공압 시스템

추진제 공급은 액체산소의 경우 기체질소를 이용하여 액체산소 런탱크를 가압하여 공급하는 방식이다. 기체메탄, 기체산소, 기체질소는 레귤

레이터를 통해 감압되어 공급된다. 각 라인에 수동밸브를 설치하여 수동으로 추진제 충전과 패널까지 기체 공급이 이루어지며, 공압 자동밸브와 솔레노이드밸브를 설치하여 자동으로 추진제 공급 및 배출을 제어할 수 있도록 하였다. Fig. 4는 기체를 수동으로 제어할 수 있는 기체 제어 패널 사진들이다. 연소시험 중 추진제의 이상 가압 현상과 역류를 방지하기 위해 안전밸브와 체크밸브를, 연소시험설비에 유입되는 오염 물질을 방지하고자 필터를 설치하였다. 그리고 연소시험 전/후, 이물질 및 잔류 추진제의 제거를 목적으로 퍼지 라인을 구축하였다. 사용된 레귤레이터, 수동밸브, 자동밸브, 솔레노이드밸브, 안전밸브,

Table 2. Equipment list of the combustion test facility.

Type		Manufacturer	Model	Capacity	
Regulator		Tescom	44-1100	Outlet P : ~500 psig	
			44-1300	Outlet P : ~1500 psig	
Manual valve		Hy-Lok	102 series	X	
		Habonim	C28, C47		
		BMT-Superlok	S8BL-SW	1000 psi	
		Swagelok	SS-43S6	3000 psi	
Needle valve		Hip	15F-11NFD-LT	15000 psi	
		Hy-Lok	VNV3H-8T-S316	X	
Automatic valve		Cryo.	Habonim		C28
			Burket		Type6519
			Habonim		Compact
			i-Torque		ITS-300
		Non-cryo.	Hy-Lok		102 series
			Parker		NAMUR valves series
			Air-Torque		AT101U
			i-Torque		ITS-100
Solenoid valve		Syntek Korea	STH32C152H		
Safety valve		Cryo.	Reg0	17~600 psig	
		Non-cryo.	Bosung		BSV-1
Check valve		Cryo.	Circle Seal	0~20.6 MPa	
		Non-cryo.	Hy-Lok		700H series
Filter		Cryo.	Hy-Lok	60 $\mu$ m	
		Non-cryo.	Hy-Lok	FI series	60 $\mu$ m
			Parker	16A-F16L	50 $\mu$ m

체크밸브, 필터 등의 현황을 Table 2에 정리하였다. Table 2, Table 3에서 Cryo.(cryogenic)과 Non-Cryo.은 각각 극저온용 물품과 상온용 물품을 의미한다.

공급 안정성을 위해 메인 산화제의 경우 캐비테이션 벤추리를 제작하여 중단밸브 후단에 사

용하였으며, 메인 연료는 갑작스러운 압력강하를 방지하고자 3 L 용량의 리저버(reserver)를 중단밸브 전단에 설치하였다. 점화기 추진제의 유량 제어를 위해 점화기 산화제/연료 라인에 오리피스를 배치하였다.

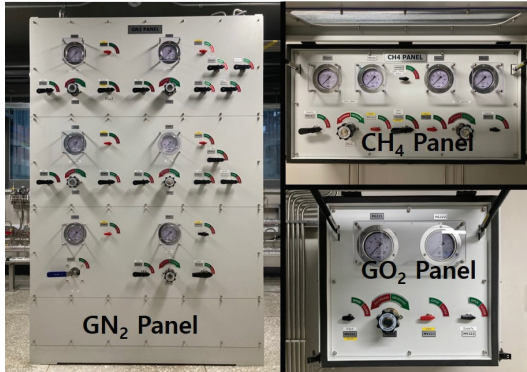


Fig. 4 Gas control panel.

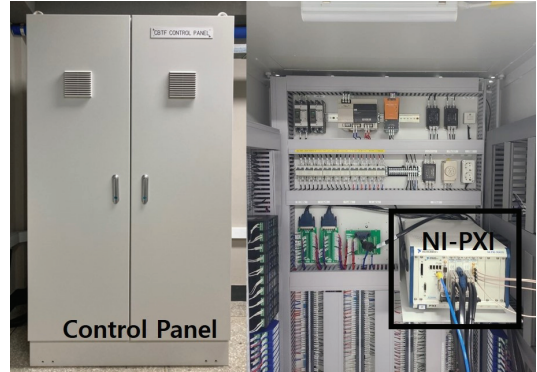


Fig. 5 Electric control panel.

Table 3. Instrument list of the combustion test facility.

Type		Manufacturer	Model	Capacity
Combustion test facility	Temperature transmitter	Sentech	SEN-724-S	-200 ~ 50 °C
			SEN-744-P	-50 ~ 50 °C
	Pressure transmitter	Sensys	PMS series	0 ~ 300 bar
			SSG series	0 ~ 160 bar
			PSH series	0 ~ 200 bar
	Pressure gauge	Wise	P252 series	0 ~ 350 bar
	Flowmeter	Kometer	GSAV-4000-S	0 ~ 40 g/s
				0 ~ 200 g/s
			Orifice	NDPE-S-Ex
	Turbine	NK-250		0 ~ 200 g/s
Level transmitter		Liquid Controls	IT400	2 ~ 20 L/m
	LOx tank	Rosemount	5300 series	1.32 ~ 13.25 L/m
	LN <sub>2</sub> tank		3051 series	0.4 ~ 3 m
H <sub>2</sub> O tank	Hitrol	HT-100R	3000 mm	
Thrust chamber	Thermocouple	Sentech	SEN-320-S	0 ~ 623 mbar
	Pressure transmitter	Sensys	PSH series	-200 ~ 1350 °C
	Dynamic pressure sensor	PCB piezotronics	102A14	0 ~ 100 bar
			102B	34475 kPa
	Non-cryo.			34500 kPa



### 2.3 제어계측 시스템

연소시험설비 제어계측시스템의 하드웨어는 NI PXI-1042Q, 8108, 6229(250 kS/s), 6052E(333 kS/s), 4472(102.4 kS/s) 등으로 구성되며, LabVIEW 프로그램을 통해 제어 및 계측을 수행한다. 최대 184 채널의 데이터를 100 Hz와 10,000 Hz로 300초 동안 수집 및 분석이 가능하며, 연소시험 중 비상상황 발생 시 비상정지 신호를 출력하여 연소시험을 자동으로 종료할 수 있다. 현재 연소시험설비 전체에서 자동밸브 20개, 솔레노이드밸브 2개, 점화장치 2개, 펌프 1개, 압력센서 31개, 온도센서 25개, 동압센서 3개, 유량계 6개, 레벨센서 3개를 동시에 제어 및 계측하고 있다. Fig. 5는 연소시험설비의 전기 제어 패널과 그 내부 제어계측시스템의 사진을 나타낸다.

연소시험설비의 압력, 온도를 측정하기 위해 각 추진제 라인에는 다수의 압력센서와 RTD 온도센서가 사용되었다. 또한 압력게이지를 설치하여 현장에서 확인할 수 있도록 하였다. 정확한 유량 측정을 위해 각 메인 추진제 라인에 벤츄리 유량계와 오리피스 유량계를 직렬로 설치하였다. 액체질소와 냉각수 라인에는 터빈 유량계가 사용되었다. 또한 실시간으로 액체산소, 액체질소, 냉각수의 양을 파악하기 위해 각 런탱크에 레벨센서를 설치하였다.

연소기에는 K-type 열전대와 압력센서를 설치하여 추진제 공급 온도 및 압력, 냉각제의 입구 및 출구에서의 온도 및 압력, 그리고 점화기와 연소실의 압력을 측정하였다. 또한 연소기 매니

폴드에 동압센서를 배치하여 추진제의 압력섭동을 측정하였다. 제어계측 시스템에 사용된 압력센서, 압력게이지, 온도센서, 동압센서, 유량계, 레벨센서의 제조사와 모델명을 Table 3에 정리하였다.

Fig. 6은 연소시험설비를 제어하는 제어실의 모습이다. 좌측 하단 모니터는 메인 모니터로 연소시험설비 모니터링, 시험 시퀀스 관리, 수동 조작, 계측 장비 설정, 그리고 데이터 조회 등이 가능하다. 하단 중앙 모니터는 데이터 측정 및 표시, 데이터 저장 및 조회 등이 가능하다. 가장 상단 모니터는 프로젝트션 화면으로 실시간 시험 데이터 확인, 알림 모니터링, P&ID 모니터링 등을 수행한다. 마지막으로 우측 하단 모니터는 설치된 4대의 CCTV를 통해 연소시험설비와 주위 환경을 실시간으로 관측 및 녹화한다.

### 2.4 안전 장비 및 비파괴 검사

로켓엔진 연소시험을 수행하는데 있어 안전은 최우선 순위로 고려되어야 한다. 실시간으로 연소시험설비 내부와 외부 상황을 확인하기 위해 연소시험장 내부와 외부에 CCTV를 각각 2대씩 설치하였으며, 이를 녹화하기 위한 녹화기를 배치하였다. 또한 연소시험 시작 전/후 상황을 주변에 알리기 위해 방송용 스피커 4대와 앰프 1대를 사용하였다.

연소시험장 내부에서 발생할 수 있는 산소와 메탄의 누출을 감지하기 위해 각각의 가스누설 경보기를 설치하였다. 또한 연소시험 시 발생하는 소음을 줄이기 위해 물분사 소음저감장치를



Fig. 6 Photograph of the control room.



Fig. 7 Operation of the noise suppression system.

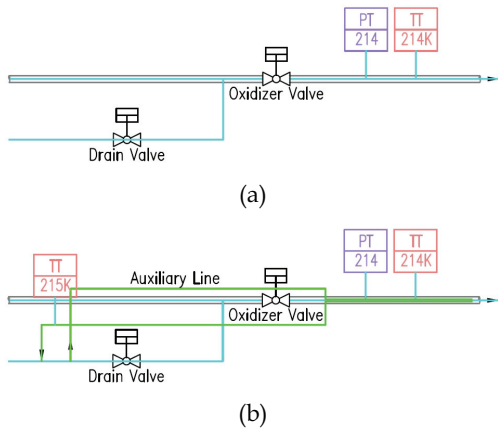


Fig. 8 Additional cooling work for the oxidizer supply line: (a) before and (b) after.

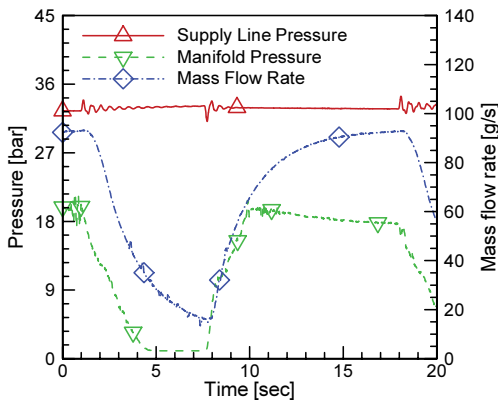


Fig. 9 Pressures and mass flow rate of the oxidizer cold-flow test with time.

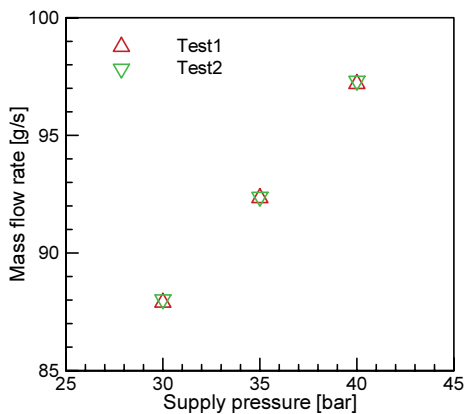


Fig. 10 Summary of all the oxidizer cold-flow tests.

제작하였다. 2,000 L 용량의 물탱크에 저장된 물을 펌프를 이용하여 소음저감장치에 부착된 노즐을 통해 140 LPM의 유량으로 분사시켜 배기가스의 속도를 낮추어 소음을 감소시킨다. 이는 소음저감장치에서 나오는 물이 시험장 주변에 분사되어 화재의 위험을 낮추는 효과도 있다. Fig. 7은 물분사 소음저감장치의 운용 모습이다.

연소시험설비 배관의 결함 여부를 확인하기 위해 시험체의 파괴나 손상 없이 약품 및 기기를 사용하여 시험체의 결함 여부를 확인하는 비파괴 검사가 수행되었다. 액체침투탐상검사는 시험면에 침투액을 도포시켜 침투액이 시험면에 스며들게 한 후, 과잉 침투액을 제거하고 현상액을 적용하여 결함 속에 있는 침투액을 모세관 현상에 의해 흡출시켜 결함의 유무를 평가하는 방법이다. 모든 연소시험설비 배관에서 합격을 받아 결함이 없는 것이 확인되었다.

압력변화시험법은 시험체 내부를 가압하여 일정시간 경과 후, 압력변화에 따라 가스의 양이 줄어드는 누설량을 측정하는 방법이다. 시험규격에 맞춰 운용 압력의 1.25배로 가압하였으며, 15분 이상 유지 후 압력변화 및 누설이 없는 것을 확인하였다.

### 3. 수류시험 및 점화시험

연소시험에 앞서 연소시험설비의 추진제 공급 안정성과 제어계측시스템 점검을 위해 수류시험과 점화시험을 수행하였다. 모든 데이터는 각 시험 종료 전 정상상태라고 판단되는 0.2초 구간을 평균하였다.

#### 3.1 산화제 공급 수류시험

안전을 위해 메인 산화제 라인의 1차 수류시험은 액체산소 대신 액체질소를 이용하여 수행되었다. 초기 수류시험 시 20초 이상 공급을 했음에도 불구하고 분사기 출구에서 액체가 아닌 기체와 액체 상태가 혼합된 상태로 배출되었다. 이는 종단밸브 후단의 배관 냉각이 제대로 이루어지지 않았기 때문으로 판단되었다. 이러한 문

제를 해결하고자 Fig. 8에서와 드레인밸브 후단의 라인으로 중단밸브부터 연소기 매니폴드까지의 메인 산화제 배관을 감싸 중단밸브 열림 전에 미리 배관을 간접 냉각시키는 방법을 이용하였다. 이후 수행된 수류시험에서는 액체질소가 액체 상태로 원활히 공급되었다.

2차 메인 산화제 라인의 수류시험은 액체산소를 이용하여 액체산소 런탱크 공급 압력 30, 35, 40 bar에서 각각 2회씩 수행되었다. Fig. 9는 공급 압력 35 bar의 수류시험에서 시간에 따른 압력, 유량 결과이며, Fig. 10은 모든 수류시험의 정리된 그래프이다. Fig. 9에서 0~5초 구간에 산화제 유량과 매니폴드 압력이 감소하는 이유

는 시험 시작 전에 사전 냉각이 수행되기 때문이다. 8초에 액체산소 중단밸브가 열리고 산화제 유량과 매니폴드 압력이 상승하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 10에서 동일한 공급 압력에서 동일한 산화제 유량이 공급된 것을 확인할 수 있다.

3.2 연료 공급 수류시험

메인 연료 라인의 수류시험은 안전을 위해 기체질소를 이용하였으며, 공급 압력 10, 20, 30 bar 조건에서 수행되었다. 공급 압력 30 bar의 수류시험 결과를 Fig. 11에, 모든 시험의 정리된 데이터를 Fig. 12에 나타내었다. Fig. 11에서 연료 중단밸브가 8.5초에 열린 후 연료 유량과 매니폴드 압력이 빠르게 상승하는 것을 알 수 있다. 또한 Fig. 12에서 동일한 공급 압력에서 동일한 유량이 공급되는 것을 확인할 수 있다.

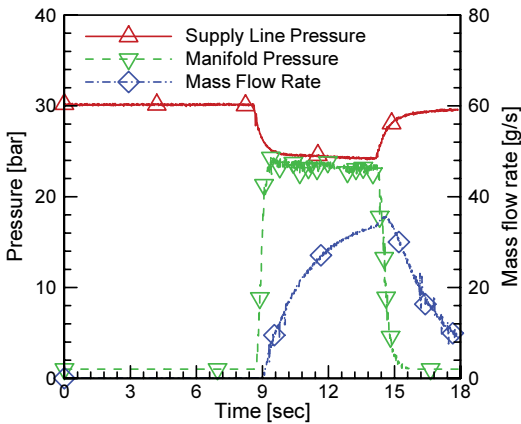


Fig. 11 Pressures and mass flow rate of the fuel cold-flow test with time.

3.3 토치 점화기 및 애프터버너 점화시험

토치 점화기의 점화는 기체산소와 기체메탄을 추진제로 스파크 플러그를 이용하여 수행된다. 유량 조절을 위해 점화기 산화제 중단밸브 후단에는 0.9 mm 오리피스, 연료 중단밸브 후단에는 0.6 mm 오리피스가 설치되었다. 토치 점화기의 점화시험은 산화제와 연료 공급 압력을 변화시키며 수행되었으며, 모두 성공적으로 이루어졌다. Fig. 13은 토치 점화기의 점화시험을 연소기 노즐부를 떼고 바라본 모습이며, 점화시험 시 시간에 따른 압력 결과를 Fig. 14에 나타내었다. 이때, 산화제 공급 압력 8.04 bar, 연료 공급 압력 8.73 bar에서 토치 압력은 2.24 bar를 기록하

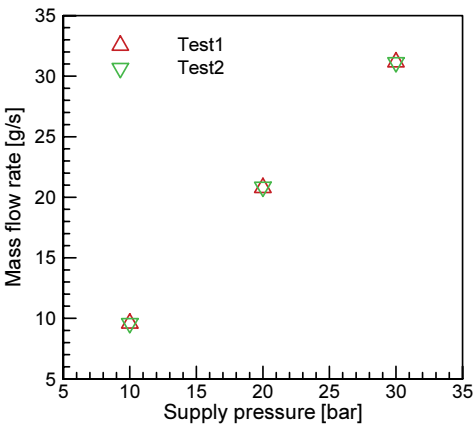


Fig. 12 Summary of all the fuel cold-flow tests.



Fig. 13 Photograph of the ignition test.



였다. 점화 시작 전/종료 후에서 6 bar 정도의 압력이 나타나는 이유는 기체질소를 이용하여 퍼지를 하기 때문이다.

Fig. 15는 모든 토치 점화기 점화시험의 결과로, 다양한 압력 범위에서 총 11회 수행되었다. 시험 데이터와 토치 점화기의 화염을 관찰하여 연소시험을 위한 점화기의 기체산소 공급 압력을 9.0 bar, 기체메탄 공급 압력을 9.2 bar로 선정하였다. 토치 압력의 최솟값과 최댓값을 통해 토치 점화 시 비상정지조건을 1.4 bar 이하와 10.0 bar 이상으로 설정하였다.

추가적으로 애프터버너의 점화시험도 수행하였다. 애프터버너는 LPG와 대기 중의 공기를 추진제로 스파크 플러그를 통해 점화가 이루어진

다. 모든 점화는 성공적으로 이루어졌다.

#### 4. 예비 연소시험

수류시험과 점화시험을 수행한 후, 단일분사기급 메탄엔진 연소기[21]를 이용하여 예비 연소시험을 수행하였다. Table 4는 연소시험에 사용된 사이클로그래를 간략히 정리한 것이며, Fig. 16은 연소시험설비의 중단 연소시험부를 나타낸다. Fig. 17은 10초 예비 연소시험의 사진이며, 연소시험 시 추진제 질량유량과 연소실 압력 데이터를 Fig. 18에 나타내었다. 압력섭동을 제외한 모든 데이터는 정상상태라고 판단되는 0.2초 구간(17~17.2초)을, 압력섭동은 2초 구간(15~17초)을 평균하여, 그 결과를 Table 5에 정리하였다. Fig. 18을 살펴보면 4~7초 구간에는 토치 점화로 인해 연소실 압력이 2 bar 정도였다가, 추진제의 공급과 동시에 압력이 증가하여 2초 정도 후에 안정화되는 것을 알 수 있었다.

Eq. 1과 Eq. 2를 이용하여 연소특성속도와 효율을 구하였다[22].

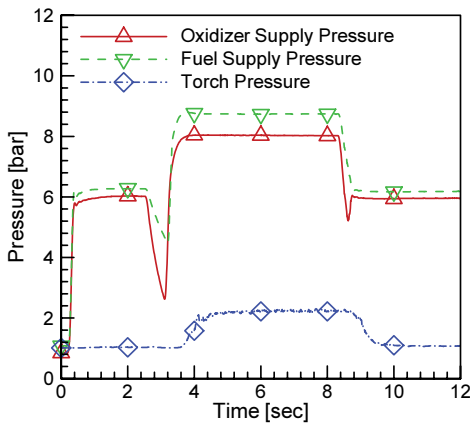


Fig. 14 Pressures of the torch ignition test with time.

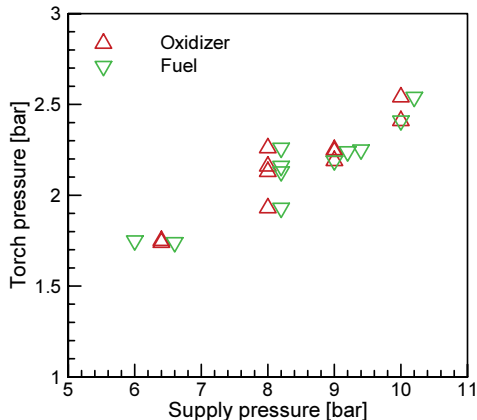


Fig. 15 Summary of all the torch ignition tests.

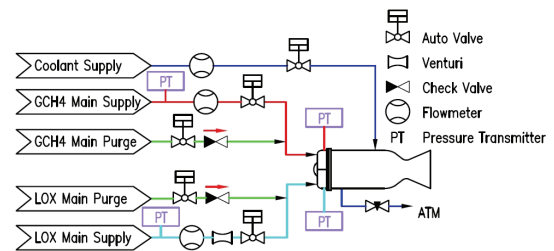


Fig. 16 Schematic of the combustion test section.

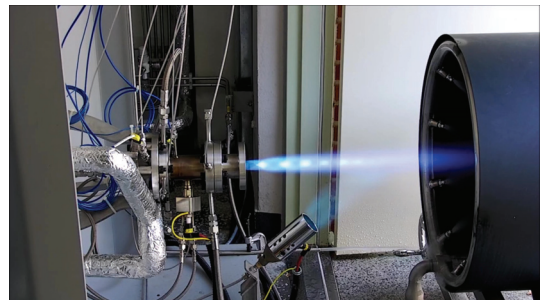


Fig. 17 Photograph of the preliminary hot-firing test.

$$c^* = \frac{P_c \times A_t}{\dot{m}_t} \quad (1)$$

$$\eta = \frac{c^*_{exp}}{c^*_{ideal}} \quad (2)$$

이론 연소특성속도는 RPA 프로그램에 연소실 압력, 혼합비, 연소실 축소비, 특성길이를 입력하여 구하였다. Table 5에서 확인할 수 있듯이 연소특성속도 효율은 85.4%를 보였다. 단일분사기급 연소기의 경우 충남대학교는 87~92%, 부경대학교는 82~90%의 효율을 나타낸 것을 감안할 때, 예비 연소시험에서 85.4%의 연소특성속도 효율은 의미 있는 결과라고 판단된다[19,20,23].

연소기 산화제 매니폴드, 연료 매니폴드에서 측정된 압력섭동의 RMS(root-mean-square) 값은

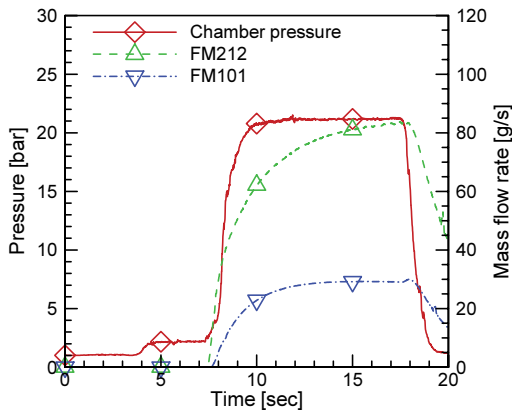


Fig. 18 Pressure and mass flow rates of the preliminary hot-firing test with time.

Table 4. Sequence of the preliminary hot-firing test.

	Time [sec]
All propellant line purge on	0
Igniter propellant purge off	2.5
Spark plug on & Igniter propellant supply	3
Main propellant purge off & Main propellant supply	7
Igniter propellant cut off	8.5
Main propellant cut off	17
Hot-firing test end	20

0.0261 bar, 0.0183 bar이었다. 이를 연소실 압력 대비로 환산하면 각각 0.12%, 0.09%이다. 일반적으로 연소불안정의 기준이 되는 연소실 압력 대비 압력섭동의 RMS 값은 10%이며, 특정 경우 3~5%이다. 예비 연소시험의 경우, 0.12%, 0.09%로 연소불안정의 기준보다 매우 낮아 연소기 안정적으로 이루어졌음을 확인할 수 있었다[24].

### 5. 결 론

1 kN급 메탄엔진 연소기의 연소시험을 위해 연소시험설비를 구축하였으며, 수류시험, 점화시험, 예비 연소시험 통해 연소시험설비의 안정적인 운용이 가능함을 입증하였다. 2020년 3월 12일 시험 스탠드에 연소기가 장착된 상태로 연소시험설비 수류시험이 시작되었으며, 2020년 3월 31일 메탄엔진 연소기 첫번째 연소시험이 수행되었다.

이후 몇 번의 비상정지로 시험이 중단되는 경우는 있었지만 2020년에만 29회의 연소시험, 264초의 누적 연소시간을 달성하였다. 단일분사기급 연소기 연소시험 결과는 다른 논문을 통해 소개될 예정이다. 구축된 연소시험설비는 국내 메탄엔진 연소기의 기초연구 및 개발을 위해 타 연구팀과 공유되기를 희망하는 마음에서 본 논문에 설비에 대한 자세한 내용을 설명하였다.

Table 5. Results of the preliminary hot-firing test.

Parameter	Value	
$P_c$ [bar]	21.24	
$\dot{m}_t$ [g/s]	115.40	
O/F ratio	3.00	
$c^*$ [m/s]	exp	1576.5
	ideal	1845.7
$\eta_{c^*}$ [%]	85.4	
$p'_{rms}$ [bar]	oxidizer	0.0261
	fuel	0.0183
$p'_{rms}/P_c$ [%]	oxidizer	0.12
	fuel	0.09

## 후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원(NRF-2018M1A3A3A02065683, NRF-2021M1A3B8077772)을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다. 연소시험설비 구축에 큰 공헌을 해 주신 서중규 상무님, 지상연 차장님 이하 한양ENG 분들께 깊은 감사를 드립니다.

## References

1. Morehead, R.L., "Project Morpheus Main Engine Development and Preliminary Flight Testing," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, C.A., U.S.A, AIAA 2011-5927, Jul. 2011.
2. Melcher, J.C. and Morehead, R.L., "Combustion Stability Characteristics of the Project Morpheus Liquid Oxygen/Liquid Methane Main Engine," *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cleveland, O.H., U.S.A, AIAA 2014-3681, Jul. 2014.
3. Melcher, J. and Allred, J., "Liquid Oxygen/Liquid Methane Test Results of the RS-18 Lunar Ascent Engine at Simulated Altitude Conditions at NASA White Sands Test Facility," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, C.O., U.S.A, AIAA 2009-4949, Jun. 2012.
4. Jeong, G., Bae, J., Jeong, S., Sohn, C.H. and Yoon, Y., "Development Trend of Perspective Methane Rocket Engines for Space Development," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 7, pp. 558-565, 2017.
5. Rudnykh, M., Carapellese, S., Liuzzi, D., Arione, L., Caggiano, G., Bellomi, P., D'Aversa, E., Pellegrini, R., Lobov, S.D., Gurtovoy, A.A. and Rachuk, V.S., "Development of LM10-MIRA LOX/LNG expander cycle demonstrator engine," *Acta Astronautica*, Vol. 126, pp. 364-374, 2016.
6. Iannetti, A., Girard, N., Tchou-kien, D., Bonhomme, C., Ravier, N. and Edeline, E., "Prometheus, a LOX/LCH<sub>4</sub> Reusable Rocket Engine," *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Milano, Italy, EUCASS 2017-537, Jul. 2017.
7. Simontacchi, P., Blasi, R., Edeline, E., Sagnier, S., Ravier, N., Espinosa-Ramos, A., Breteau, J. and Altenhoefer, Ph., "Prometheus: Precursor of new low-cost rocket engine family," *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, Madrid, Spain, EUCASS 2019-743, Jul. 2019.
8. Asakawa, H., Nanri, H., Aoki, K., Kubota, I., Mori, H., Ishikawa, Y., Kimoto, K., Ishihara, S. and Ishizaki, S., *Chemical Rocket Propulsion: A Comprehensive Survey of Energetic Materials*, Springer, Berlin, Germany, pp. 463-487, 2017.
9. Cho, Y.H. and Chang, H.S., "Hot Firing Tests of Liquid Rocket Engine Using LOX/LNG," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Fort Lauderdale, F.L., U.S.A., Jul. 2004.
10. Kim, K.H. and Ju, D.S., "Development of 'chase-10' Liquid Rocket Engine having 10tf thrust using lox & lng (methane)," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, C.A., U.S.A., Jul. 2006.
11. Kim, S.J., Lee, Y.S. and Ko, Y.S., "Research Trend and Histories of Rocket Engines using Hydrogen Peroxide and Liquid Methane as Green Propellants," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 4, pp. 46-58, 2010.

12. Pourpoint, T., Meyer, S. and Ehresman, C., "Propulsion Test Facilities at the Purdue University Maurice J. Zucrow Laboratories," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, O.H., U.S.A., AIAA 2007-5333, Jul. 2007.
13. Bryner, E., Dyck, D. and Kurtz, C., "Rocket Development and Testing Capabilities at Embry-Riddle Aeronautical University - Prescott AZ campus," *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*, Indianapolis, I.N., U.S.A., AIAA 2019-3892, Aug. 2019.
14. Bauer, C., Schlieben, G., Eiringhaus, D. and Haidn, O., "Design and commission of a mobile GOX/GCH<sub>4</sub> rocket combustion test bed for education and collegiate research," *29th International Symposium Space Technology and Science*, Nagoya, Japan, Jun. 2013.
15. Ommi, F., Mehrabi, A. and Nekoufar, K., "A Practical Scenario for Cold and Hot-Fire Test of a Liquid Subscale Engine with Single Swirl Double Base Injector," *International Journal of Engineering & Technology Sciences*, Vol. 3, No. 2, pp. 84-100, 2015.
16. "UBC Rocket", <https://vancouver.sun.com/news/local-news/ubc-engineering-students-a-im-for-the-stars-to-go-to-space>, retrieved 20 Jan. 2021.
17. Kim, D.H., Lee, I.C., Kim, J.K., Koo, J.Y. and Park, Y.I., "Performance and Ignition Characteristic of a Coaxial Swirl Injector using LOX-GCH<sub>4</sub> Propellant," *35th KSPE Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 72-76, Nov. 2010.
18. "Rocket Propulsion Combustion Laboratory", <http://www.cnurocket.com/main/page.html?pid=48>, retrieved 14 Dec. 2020.
19. Kim, Y.J., Kim, M.C. and Kim, J.S., "Configuration Design, Hot-firing Test and Performance Evaluation of 200 N-Class GCH<sub>4</sub> /LOx Small Rocket Engine (Part I: A Preliminary Design and Test Apparatus)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 1, pp. 1-8, 2020.
20. Jeon, J.S., Mim, J.H., Jang, J.H., Ko, Y.S. and Kim, S.J., "Design and Experimental Verification of Uni-Injector Using Gas Methane and Lox as Propellants," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers - B*, Vol. 37, No. 3, pp. 275-283, 2013.
21. Kang, C.W., Hwang, D.H., Ahn, J.H., Lee, J.S. and Ahn, K.B., "Preliminary Hot-firing Tests of 400 N Class Methane Engine Thrust Chamber," *54th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, KSPE 2020-1086, Jul. 2020.
22. Huzel, D. K. and Huang, D. H., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Washington, D.C., U.S.A., 1992.
23. Kim, M.C., Kim, Y.J. and Kim, J.S., "Configuration Design, Hot-firing Test and Performance Evaluation of 200 N-Class GCH<sub>4</sub>/LOx Small Rocket Engine (Part II: Steady State-mode Ground Hot-firing Test)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 1, pp. 9-16, 2020.
24. Klem, M.D. and Fry, R.S., "Guidelines for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures for Liquid Propellant Rocket Engines," *CPIA publication 665*, 1997.