



공 학 석 사 학 위 논 문

# 막냉각 시스템이 적용된 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 연소성능 시험평가 및 최적설계



2023년 2월

부경대학교대학원

기계공학과

강 윤 형

공 학 석 사 학 위 논 문

# 막냉각 시스템이 적용된 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 연소성능 시험평가 및 최적설계

지도교수 김 정 수

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함.

2023년 2월

부경대학교대학원

기계공학과

강 윤 형

## 강윤형의 공학석사 학위논문을 인준함.

### 2023년 2월 17일



List of Tables ii	
List of Figures iii	
Abstract v	
I. 서 론	
1. 연구배경 및 목적	
1.1 연구의 필요성	
1.2 연구현황 5	
Ⅱ. GCH₄-LOx SRE의 연소실 특성길이 최적화	
1. 연구배경	
2. 시험 장치 및 방법 10	
3. 시험결과 및 고찰 14	
Ⅲ. 막냉각 시스템이 적용된 GCH4-LOx SRE의 성능 고찰 20	
1. 연구배경 20	
2. 시험 장치 및 방법 21	
3. 시헊결과 및 고찰	
31 시허 주제 1 쇼 민 ㅠ 이 동일하 조거에서 ㅠ 의 벼이 23	
$3.1 \text{ for } q_a \neq m_a + \text{ or } q_c = 1 \text{ for } m_c + 1 \text{ for } q_c = 1 \text{ for } q_c =$	
3.2 시험 주제-2: φ <sub>t</sub> 및 m <sub>t</sub> 이 동일한 조건에서 (C/O) <sub>ratio</sub> 의 변이 … 29	
Ⅳ. 결 론	
참고문헌	

## List of Tables

Table 1.1 Co	omparison of propellant combination characteristics
at	optimum $(O/F)_{ratio}$
Table 1.2 Su	ammary of various experiments
Table 1.3 M	ajor studies of liquid film-cooling adoptable to
ro	cket engine
Table 2.1 Ty	pical characteristic length of combustion chamber
fo	r various chemical propellant combinations
Table 2.2 G	round hot-firing test condition 14
Table 3.1 Te	est subjects of GCH <sub>4</sub> -LOx SRE employing
fil	m-cooling system
Table 3.2 Pr	copellant supply condition for the test depending on
th	e coolant mass flow-rate
Table 3.3 Pr	copellant supply condition for the test depending on
th	e $(C/O)_{ratio}$
1	
	C A LH OL W

## List of Figures

Fig. 1.1	Schematic of film-cooing 4
Fig. 2.1	Schematic of experimental setup10
Fig. 2.2	Combustion chamber with varying characteristic length
Fig. 2.3	Front panel of the LabVIEW ignition sequence code ·· 12
Fig. 2.4	Data transient obtained from the tests at 220 psia of
	oxidizer supply pressure with varying characteristic
	length
Fig. 2.5	Comparison of specific impulse and characteristic
	velocity with varying oxidizer supply pressure 17
Fig. 2.6	Efficiencies of characteristic velocity with varying
	characteristic length 19
Fig. 3.1	Overview of the test apparatus
Fig. 3.2	Summary of the test according to the coolant mass
	flow-rate variation
Fig. 3.3	Temperature profiles inside the thrust chamber
	according to the coolant mass flow-rate variation 26
Fig. 3.4	Plume image of ground hot-firing according to the
	coolant mass flow-rate variation
Fig. 3.5	Plume comparison of the test according to the
	$(C / O)_{ratio}$ variation
Fig. 3.6	Gas stratification effect (a) Schematic and temperature
	profile (b) Comparison of plume at nozzle tip in
	FC2-1 and FC2-5
Fig. 3.7	FC2-1 and FC2-5 $\cdots$ 30 Summary of the test according to the $(C/O)_{ratio}$



#### A Design Optimization through the Hot-firing Performance Evaluation of GCH<sub>4</sub>-LOx Small Rocket Engine Employing Film-cooling System

Yun Hyeong Kang

Department of Mechanical Engineering, The Graduate School Pukyong National University

#### Abstract

As a hot-firing performance evaluation for the design optimization of GCH<sub>4</sub>-LOx small rocket engine employing film-cooling system using LOx as a coolant, the following research was conducted; a characteristic length optimization for the combustion chamber of GCH<sub>4</sub>-LOx small rocket engine and performance evaluations varying propellant supply-conditions of small rocket engine with film-cooling applied. Attention has been received to the necessity for reusable launch vehicles with the intention of reduce the dramatic cost of development for space propulsion engine, and a need for research of eco-friendly propellants has also increased. Among various fuels. liquid methane is considered appropriate as а high-performance/low-cost propellant because it is superior in terms of performance, eco-friendly and economy compared to liquid hydrogen and kerosene. And application of a cooling system is essential to rocket engines because of an extreme heat flux coming from hot combustion gas. In general, regenerative-cooling and film-cooling are used to protect combustor nozzle from thermomechanical and the damage. Regenerative-cooling has the advantage of minimizing heat loss and improving combustion efficiency. However, this method has a disadvantage of system complexity which results in poor reliability as well as manufacturing difficulty specifically related with geometric limitations in

small engines. Contrariwise, film-cooling is more effective than the former in small rocket engines which needs the less area of cooling, such as vernier engine and orbital maneuvering thruster, because of the system simplicity. Besides, when the film-cooling is applied to staged combustion-cycle engines, a preburner operating in a fuel-rich/-lean condition can supply a high enthalpy propellant to the main combustion chamber without wasting the film-coolant of preburner. Additionally, the film-cooling can be employed not only for an upper stage engine but also 1st-stage engine of launch vehicle when combined with for an regenerative-cooling system. Inasmuch as these application points, it can be said that the film-coolings are taken up on various scale of rocket engines. The optimization of the chamber characteristic length was performed for that is one of the critical design parameters of a small rocket engine. Performance characteristics such as thrust, characteristic velocity, and specific impulse at the steady-state could be acquired as the crucial parameters of the engine performance. The performance characteristics obtained through the test were evaluated and analyzed make the use of the theoretical performance which is calculated from CEA (Chemical Equilibrium with Application) code. And in order to derive the optimal operating-condition of the GCH<sub>4</sub>-LOx small rocket engine employing film-cooling system, hot-firing tests were conducted under various propellant supply-conditions. The operating-condition optimization study was analyzed through the trade-off between combustion performance and cooling performance attributable to the propellant supply-conditions including coolant.

## I. 서 론

### 1. 연구배경 및 목적

#### 1.1 연구의 필요성

최근 신우주 시대(New Space Era)가 도래함에 따라 액체로켓엔진의 개 발유형 선정요소에 대한 우선순위가 변화하였다. 국가가 주도하던 초기 우 주경쟁 시대에는 성능이 최우선적인 요소였지만, 현재는 민간기업이 우주 산업에 참여하면서 성능은 물론이고 고효율, 친환경성 및 경제성에 대한 요구가 급증하고 있다. 현재 사용되고 있는 액체로켓엔진의 대표적인 추진 제 조합은 크게 케로신-산소(kerosene-O<sub>2</sub>), 메탄-산소(CH<sub>4</sub>-O<sub>2</sub>), 그리고 수소-산소(H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub>) 등이 있다. 이들 추진제 조합에 대한 다양한 특성을 Table 1.1 에 비교하여 제시한다[1-8]. 메탄은 이론진공비추력(ideal vacuum specific impulse, Isp.ideal)이 케로신보다 50-100 m/s(약 10 초) 높고, 무독성으로 친 환경적이며, 연소 후 그을음(soot)이 발생하지 않아 재사용이 가능하다[4-6]. 또한, 액체산소에 의한 동결위험 및 사용 후 공급 배관에 잔류하는 유분이 야기하는 발화문제로 인해 신뢰성이 저하되고 정비에 어려움이 존재하는 케로신에 비해 메탄은 산소와 끓는 점이 유사하여 동결위험이 없으며, 상 온에서 기체로 존재하므로 사용 후 배관 내의 잔류 추진제 제거에 용이하 다. 그뿐만 아니라 연료(메탄)-산화제(산소) 간 끓는 점의 차이가 크지 않아 추진제 탱크 간의 공통 격벽(common bulkhead) 설치가 가능하며, 이를 적 용시 발사체의 건조 질량을 약 11% 저감시키는 효과를 기대할 수 있다[7]. 메탄은 극저온 유체이므로 상온에서 액체로 존재하는 케로신에 비해 저장

Propellant	Fuel	Kerosene CH <sub>4</sub>		$H_2$
combination	Oxidizer			
(O/F)	ratio,opt	2.70	3.39	4.56
Bulk densi	ty (kg/m <sup>3</sup> )	1.00	0.85	0.35
I <sub>sp,ideal</sub>	(m/s)	3400-3500	3500-3550	4500-4700
Eco-frie	endliness		0	0
Reusability		×	0	Δ
Reliability		Δ	0	Δ
Launch vehicle dry mass (payload not included)		Δ	0	×
Development difficulty		Δ	0	×
Storability		0	× ~	×
Film-cooling		×	0	0
ISRU		×	0	0
Сс	ost	Δ	0	×

Table 1.1. Comparison of propellant combination characteristics at optimum  $(O/F)_{ratio}$ .\*

\*O: favorable,  $\triangle$ : intermediate,  $\times$ : unfavorable (relatively among the 3 combinations)

성은 떨어지지만, 막냉각 유체로의 적용이 가능하다. 추가로 메탄은 이산화 탄소와 물을 활용하여 Sabatier process를 통해 획득할 수 있는 현지자원활 용성(In-Situ Resource Utilization, ISRU)을 가지고 있어 장기 우주 탐사 임 무에 유리하다[8]. 수소의 경우 높은 이론비추력성능을 보유하고 있지만, 낮은 밀도와 분자량, 그리고 낮은 끓는 점(약 20 K)으로 인해 추진제 탱크 의 크기가 증가하고 누설 및 금속 취화(metal embrittlement)의 가능성이 높아 취급이 매우 까다롭다. 추진제의 가격을 비교하면, 메탄은 케로신에 비해 약 35% 저렴한 반면에, 수소는 케로신보다 50배가량 비싼 것으로 알 려져 있다[2,5]. 그러므로, 요구되는 다양한 조건에 부합하는 추진제로 메탄 이 최근 각광받고 있으며, 이와 같은 이유로 미국과 러시아를 비롯한 유럽, 중국, 일본 등 우주개발선도국들은 정부와 민간기업의 협업을 통해 메탄 로켓엔진의 연구개발에 박차를 가하고 있다[9-17].

액체로켓엔진은 작동하는 동안 고온의 연소 가스가 야기하는 극도의 열 유속(extreme heat flux)에 노출되며, 이로부터 엔진의 손상을 방지하기 위 해서는 냉각 시스템의 적용이 필수적이다. 일반적으로 열기계적 손상 (thermomechanical damage)으로부터 추력실(thrust chamber)을 보호하기 위해 재생냉각(regenerative-cooling) 또는 막냉각(film-cooling)이 사용된다. 재생냉각은 추진제가 냉각 채널(cooling channel)을 통과하면서 추력실로부 터 방출되는 열을 흡수하여 엔진을 냉각시킬 뿐만 아니라 흡수된 열로 인 해 현열(sensible enthalpy)이 높아진 추진제가 연소실로 공급되면서 로켓 엔진의 열에너지 손실을 최소화하고 연소효율을 향상시키는 장점이 있다. 그러나, 이 냉각 방식은 엔진이 작아질수록 복잡한 시스템에 기인하는 신 뢰성 저하와 기하학적 한계로부터 오는 제작성 문제에 직면하게 된다. 반 면에 막냉각 시스템은 구조가 단순하여 제작이 용이하고 무게가 가벼우므 로, 버니어 엔진(vernier engine) 및 궤도기동 추력기(orbital maneuvering thruster)와 같이 냉각 면적이 작고 무게에 민감한 소형엔진에서 재생냉각 보다 효과적이다.

연소실 중심에서 벽면 방향으로의 온도 프로파일을 포함하는 막냉각의 개략도를 Fig. 1.1에 도시한다. 막냉각은 연소실 내벽에 냉각제를 주입하여 액막(liquid film) 혹은 기체층(gaseous layer)을 형성하여 벽면을 보호한다. 이때 내벽의 액막은 상변화 열전달 과정(phase-change heat transfer)을 통

- 3 -



Fig. 1.1 Schematic of film-cooling.

해 등온 방열판(isothermal heat-sink) 역할을 한다. 따라서, 액막이 존재하 는 한 복사(radiation) 이외의 열전달 모드에 의해 벽면으로 전달되는 열은 사실상 0(zero)이 되고, 벽의 최대 온도는 냉각제의 포화 증기 온도 (saturated vapor temperature)가 된다[18]. 그뿐만 아니라 증발된 냉각제에 의해 형성된 저온의 기체층은 연소 가스에 비해 현열이 낮아 벽면으로의 열 유속을 추가로 감소시키며, 기체층이 존재하는 내벽 부근에서는 냉각제 의 종류에 따라 국소적으로 연료과농, 혹은 연료희박 조건(locally fuel-rich or fuel-lean condition)이 되므로 연소반응을 억제할 수 있다. 추가로 막냉 각이 다단연소 사이클엔진(staged combustion-cycle engine)의 예연소기 (preburner)에 적용될 때, 예연소기를 빠져나오는 연소생성물은 고 엔탈피 의 연료과농(혹은 희박) 상태로 주 연소실에 공급된다. 막냉각은 상단로켓 엔진은 물론이고 재생냉각 시스템과 결합할 경우 발사체의 1단 엔진에도 적용된다. 따라서, 막냉각 시스템은 다양한 규모의 로켓엔진에 사용된다고 할 수 있다.

#### 1.2 연구현황

현재까지 로켓엔진에 적용하기 위한 막냉각에 관한 많은 연구가 수행되 어 왔다. 막냉각에 대한 최초의 실험적 연구 중 하나는 NASA의 JPL (Jet Propulsion Laboratory)에서 Boden[19]에 의해 수행되었다. 실험 엔진은 315 psia의 연소실 압력에서 아닐린 알코올(aniline-alcohol) 연료 및 질산 산화제를 사용하여 1,000 lbf의 추력으로 작동되었으며, 이때 막냉각제로는 물, 아닐린 알코올, 무수 암모니아(anhydrous ammonia), 메틸알코올 (methyl alcohol), 가솔린, 그리고 IP-3 등이 채택되었고, 엔진에 공급되는 추진제 유량의 약 7%가 실험에 사용되었다. 그 결과, 엔진 벽에 대한 열 유속이 10-97%까지 감소하였다. Morrell[20]은 액체암모니아-액체산소 로켓 엔진의 막냉각에 대한 타당성을 조사하였다. 연구에서 냉각제로는 물, 액체 암모니아 및 에틸알코올(ethyl alcohol)이 사용되었다. 이러한 실험은 유사 한 추진제 인젝터를 갖는 원통형 로켓 연소실의 막냉각제 요구사항을 추정 하는 데 도움이 되었다. Stechman 등[21]은 지구 저장 가능(earth-storable), 우주 및 극저온 추진제 조합(cryogenic 저장 가능(space-storable) propellant combination)을 사용하는 로켓엔진에 대한 막냉각의 적용 가능 성을 조사하였으며, 모든 실험에서 막냉각제로 연료가 채택되었다. 이 연구 는 막냉각이 다양한 추진제 조합을 사용하는 소형로켓엔진에 쉽게 적용할 수 있음을 보여줬다. Totten[22]은 일반적인 노즐 목에서 액막의 거동에 관 한 연구를 수행하였다. 그 결과, 노즐 수축부와 목 부분에 액체를 주입하면 최상의 액막 냉각성능이 나타나는 것으로 관찰되었다. Volkmann 등[23]은 엔진의 노즐 목에서 막냉각이 열 유속 감소에 미치는 영향에 관해 연구하 였다. 시험은 RP-1/LOx 고압(138 bar) 연소기에서 수행되었으며, 막냉각으 로 인해 열 유속이 최대 70% 감소하는 것이 관찰되었다. Cook 등[24]은 탄화수소계 연료를 막냉각제로 사용할 경우 탄소 침착(carbon deposition)

- 5 -

Researchers	Engine parameters	Coolants studied
Boden[19]	F = 1,000 lbf P <sub>c</sub> = 315 psia	water aniline-alcohol anhydrous ammonia methyl alcohol gasoline JP-3
Morrell[20]	F = 1,000  lbf $P_c = 220-270 \text{ psia}$	water ammonia ethyl alcohol
Stechman et al. [21]	F = 10-1,000  lbf $P_c = 10-500 \text{ psia}$	$\begin{matrix} \text{MMH} \\ \text{H}_2 \\ \text{B}_2\text{H}_6 \\ \text{CH}_4 \end{matrix}$
Volkmann et al. [23]	<i>P<sub>c</sub></i> = 2,000 psia	$ m CH_4$

Table 1.2. Summary of various experiments.

의 발생 가능성을 제기하였다. 위의 연구들을 통해 다양한 추진제 조합으 로 작동하는 액체로켓엔진에서 액체 막냉각 기술의 적용 가능성을 확립하 였으며, 연구에 사용된 엔진 매개변수 및 냉각제 종류는 Table 1.2에 정리 한다. 위에 언급한 연구 이외에도 로켓엔진의 추력실에 막냉각을 적용하기 위한 연구는 다양한 방면으로 수행되었으며, 그중 주요 연구들을 Table 1.3에 요약한다.

과거 수행된 연구는 Table 1.2 및 Table 1.3에서와 같이 대부분 연료를 냉각제로 채택하였으나, 추력실 냉각을 위한 유체로 산화제(액체산소)가 사 용된 연구는 거의 수행되지 않았다. Dederra와 Kirner[25]는 액체산소를 재 생 냉각제로 사용하는 가능성을 연구하기 위해 시험을 수행하였다. 또한, Price[26]는 액체산소를 냉각제로 채택하여 연소시험을 수행하였고 추력실 에 적용할 수 있음을 입증한 바 있다.

Researchers	Research methodology	Target of study
Boden[19]	Experimental	Feasibility of films
Morrell[20]	Experimental	Feasibility of different coolants
Warner and Emmons[27]	Experimental	Feasibility of $H_2$ as a coolant
Kirchberger et al.[28]	Experimental	Kerosene as a coolant
Cook and Quentmeyer[24]	Experimental	Hydrocarbons as a coolant
Stechman et al.	Experimental	Propellants as a coolant
[21]	Analytical	Introduced 'flow instability efficiency correction factor'
Kinney et al.[29]	Experimental	Performance study Visualization of films
Abramson[30]	Experimental	Cooling of nozzles
Arrington et al. [31]	Experimental	Cooling of bell nozzle
Volkman et al. [23]	Experimental	Cooling of nozzle throat
5	Experimental	Stability of liquid films
Knuth[32]	Analytical	Method for calculating evaporation rate of liquid film
Kesselring et al. [33]	Experimental	Development of analytical model
Emmons[34]	Analytical	Determination of the heat transfer coefficient
Crooco[35]	Analytical	Analysis of liquid-film evaporation
Gater et al.[36]	Analytical	Analytical model containing transpiration effects and film instability
Grisson[37]	Analytical	Incorporated transpiration, free-stream turbulence and radiative heat transfer
Shembharkar and Pai[38]	Numerical	Couette flow model

Table 1.3. Major studies of liquid film-cooling adoptable to rocket engine.

# Ⅱ. GCH<sub>4</sub>-LOx SRE의 연소실 특성길이 최적화

### 1. 연구배경

로켓엔진 연소실의 설계변수인 특성길이(characteristic length, *L*\*)는 Table 2.1에 도시된 바와 같이 다양한 추진제 조합에 따른 추천 값이 존재 하지만, 비교적 최근에서야 재사용 발사체의 추진제로 각광받고 있는 액체 메탄-액체산소 추진제 조합을 사용하는 연소실의 특성길이 추천 값과 관련 된 자료는 현재까지 알려진 바가 없다[39].

특성길이는 연소실 체적에 대한 노즐 목 면적의 비로 정의되며, 연소실

Propellant combination	$L^*$ (m)
N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> /LF	0.61-0.71
N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> -base fuel/HNO <sub>3</sub>	0.76-0.89
LH <sub>2</sub> /LF	0.64-0.76
NH <sub>3</sub> /LOx	0.76-1.02
RP-1/H <sub>2</sub> O (including catalyst bed)	1.52-1.78
RP-1/LOx	1.02-1.27
LH <sub>2</sub> /LOx	0.76-1.02

Table 2.1. Typical characteristic length of combustion chamber for various chemical propellant combinations[39].

로 분사되는 추진제의 혼합 및 기화의 효율에 관계하는 변수인 유동 체류 시간에 지배적인 영향을 미친다[40]. 일반적으로 연소성능과 관련된 특성속 도는 연소실의 특성길이에 비례하여 점근 최댓값까지 증가하지만, 특성길 이 증가에 따라 연소실 체적 및 질량이 증대되고, 냉각시켜야 하는 연소실 의 표면적이 넓어져 추가적인 열 손실이 발생하며, 연소실 내벽과의 마찰 손실로 인해 노즐에서의 정미 추력(resultant thrust)과 정체 압력 (stagnation pressure)이 감소하게 된다[39]. 즉, 특성길이가 최적 설계점 이 상으로 증가하면 전반적인 엔진성능이 저하되는 결과를 초래하게 된다.

이에 따라 본 시험에서는 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진(Small Rocket Engine)의 핵심 설계변수 중 하나인 연소실 특성길이에 대한 최적설계 제 원 도출을 위해 다양한 특성길이의 연소실에 대한 지상연소시험을 수행하 고 연소성능을 비교하였다. 본 연구팀은 선행연구로 스윌 인젝터와 전단 인젝터를 이용한 리세스에 따른 인젝터의 성능특성과 확산화염의 연소특성 을 연구한 바 있다[41,42]. 또한, 메탄을 연료로 사용하는 소형로켓엔진의 연소실 종횡비(aspect ratio,  $R_a = L_c/D_c$ )가 연소성능에 미치는 영향을 분석 하기 위해 고정된 특성길이(1.71 m)에서 총 세 가지 종횡비(1.5, 1.8, 2.1)의 연소실에 대한 지상연소시험을 수행하였으며, 그 결과 종횡비가 연소성능 에 미치는 영향은 작은 것으로 확인되었다[43,44].

### 2. 시험 장치 및 방법

기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 지상연소시험을 위한 시험 장치는 소 형로켓엔진, 연료 및 산화제를 설정압력으로 공급하는 추진제 공급장치, 정 밀추력측정장치(Thrust Measurement Rig, TMR), 유량제어밸브(Flow Control Valve, FCV), 각종 센서, 자료수집 및 제어장치(Data Acquisition and Control System, DACS) 등으로 구성되며, Fig. 2.1에 도시한다.

정밀추력측정장치는 레일 시스템이 적용된 수직 1분력 측정계로, 연소시 험시 추력실과 추진제공급계의 자중이 야기하는 불균형한 힘의 분포와 마 찰 등의 기계적 손실(mechanical loss)이 최소화되도록 설계되었다. 또한, 측정계의 히스테리시스(hysteresis)를 고려하여 연소시험 직전 및 직후의 정 밀보정을 수행하였다. 추진제는 공급 탱크의 압력조절을 통해 연소실에 주 입된다. 시험 중 획득되는 각종 데이터는 100 Hz로 샘플링되어 자료수집



Fig. 2.1 Schematic of experimental setup.

및 제어장치에 실시간으로 저장된다.

소형로켓엔진을 구성하는 주요부품으로는 점화기와 인젝터, 연소실, 초음 속 노즐 등이 있다. 소형엔진의 소재로는 고온 강도 및 내식성이 우수하고 가공성이 좋은 STS316L을 채택하였다. 점화기의 작동방식으로는 토치 스파 크 방식이 채택되고, 유량제어기를 통해 일정한 유량의 산화제 및 연료가 점화기에 공급된다. 또한, 유량제어밸브를 사용하여 엔진 작동시 발생할 수 있는 점화지연을 최소화하였다. 인젝터로는 추진제 미립화 성능이 우수하 고 연소불안정성이 낮아 높은 연소효율을 갖는 스월 동축형 인젝터가 사용 된다. 본 시험에 사용된 인젝터의 중심부에서는 액체산소가 스월 형태로 분사되고, 환형부에서는 기체메탄이 축 방향으로 제트 분사된다. 초음속 노 즐은 지상연소시험시 대기압 환경에서 발생할 수 있는 노즐 내부의 충격파 또는 유동 박리에 대비하여 팽창비 3.4의 벨형 노즐을 선택하였고, Rao 작 도법[45]을 사용하여 설계 및 제작하였다.

마지막으로 연소실의 핵심 설계변수인 특성길이는 Spalding의 1차원 액 적 기화 해석[46]을 통해 산출되었으며, 식은 다음의 Eq. 2.1에 도시된다.

$$L^{*} = L_{c} \frac{r_{0}^{2} \sqrt{\gamma R T_{0}} \left[ \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right) \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{1}^{2} \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}{(k/c_{p}\rho_{l}) \ln(1 + B)} \quad (m)$$

$$(2.1)$$

----

여기서, L<sup>\*</sup>, L<sub>c</sub>, B, r<sub>0</sub>, T<sub>0</sub>, M<sub>1</sub>은 특성길이, 연소실의 축방향 거리, Spalding 수, 액적반경, 연소실 내부온도, 그리고 연소실 내부에서 완전연 소된 기체의 마하수 등을 각각 나타낸다. 식을 통해 산출된 특성길이는 1.71 m이고, 연소실 설계변수 변이에 따른 연소성능 평가를 위해 산출된 특성길이의 ± 20%에 해당하는 1.37 m 및 2.06 m의 연소실을 Fig. 2.2와

- 11 -



Fig. 2.2 Combustion chamber with varying characteristic length.



Fig. 2.3 Front panel of the LabVIEW ignition sequence code. 같이 추가로 설계 및 제작하였다.

지상연소시험은 LabVIEW 프로그램을 사용하여 직접 작성한 연소시험 절차에 따라 제어되며, 사용된 코드의 프런트 패널(front panel)을 Fig. 2.3 에 도시한다. 연소 시작 전 연소실로 극저온 유체를 원활하게 공급하기 위 해 엔진과 극저온 추진제 배관에 액체산소를 이용한 열 컨디셔닝(thermal conditioning)을 실시한다. 공급 시스템의 냉각이 완료되면 점화기가 작동 하고 추진제가 인젝터를 통해 로켓엔진으로 공급되면서 연소가 시작된다. 연소가 끝난 후에는 기체질소를 이용하여 엔진 및 드리블 볼륨 내의 잔류 추진제를 모두 제거한다. 추진제 공급 시작 후 200 ms 이상의 점화지연이 발생할 경우, 엔진에 축적된 추진제가 야기하는 급격한 시동 및 폭발을 방 지하기 위해 자동정지 절차가 작동하여 사고를 미연에 방지할 수 있도록 설계하였다. 연소시간은 추력실이 막냉각 없이 열부하를 견딜 수 있는 시 간인 5.5 초로 설정하였다.



### 3. 시험결과 및 고찰

다양한 액체산소 공급압력하에서의 경향성을 확보하기 위해 산화제 공급 압력을 변화시켜 연소시험을 수행하였으며, 시험조건과 시험을 통해 계측 된 연소실 압력 및 당량비를 Table 2.2에 요약한다. 모든 시험에서의 기체 메탄 유량은 10 g/s로 고정되었으므로, 산화제 공급압력의 증가는 당량비 의 감소를 의미한다. 그러므로 연소실 내의 반응물은 산화제 공급압력이 220 psia일 때 연료과농 상태에 있지만, 255 psia와 320 psia의 공급압력에 서는 연료희박 상태임이 확인된다. 화학평형 해석에 따르면, 메탄은 이론당 량비보다 연료과농 조건에서 비추력 및 특성속도가 더 높은 것으로 나타나 는 바, 당량비 조절을 통해 연료희박 조건인 산화제 공급압력 255 psia와 320 psia의 현재 시험결과보다 더 우수한 비추력 성능을 확보할 수 있을

$P_{s,o}$ (psia)	<i>L</i> <sup>*</sup> (m)	φ	$P_c$ (psia)
1 miles	1.37	1.00	142.6
220	1.71	1.05	149.6
	2.06	1.13	151.9
	1.37	0.91	162.9
255	1.71	0.97	165.8
	2.06	1.02	168.8
	1.37	0.75	195.3
320	1.71	0.75	202.3
	2.06	0.87	194.4

Table 2.2. Ground hot-firing test condition.

것으로 예측된다.

산화제 공급압력 220 psia 조건에서 특성길이 변이에 따른 시험평가를 수행하여 계측한 추진제 유량, 추력, 연소실 압력, 그리고 추진제 주입압력 의 선도를 Fig. 2.4에 도시한다. 연료 주입 500 ms 전 압력데이터에서 노이 즈가 관찰되는데, 이는 스파크 플러그가 작동되는 시점과 동일한 것으로 확인되는 바, 측정데이터의 노이즈는 플러그 작동에 따른 전류의 간섭이 발생하여 생긴 현상으로 판단된다. 연료 주입 후 약 1.5 초가 지나면 측정 데이터는 정상상태에 도달하게 되며 안정적인 추력성능이 나타나며, 연소 시험 직후 산화제 주입압력에서 관찰되는 tail-off 현상은 드리블 볼륨 내 잔류 추진제의 영향에 기인하는 것으로 판단된다. 특히, Fig. 2.4(a)에서는 연소시작 3 s 이후 연소실 압력을 비롯하여 연료 주입압력과 추력에서의 심한 진동(fluctuation)이 확인되며, 이때의 플룸 또한 매우 불안정한 상태

다양한 산화제 공급압력 조건에서 특성길이 변이에 따라 획득된 특성속



(a) Characteristic length of 1.37 m.







도와 비추력을 Fig. 2.5에 도시한다. 비추력은 연소실과 인젝터의 설계변수 뿐만 아니라 노즐 형상의 영향도 받기 때문에 탈설계 조건으로 제작된 단

축형 노즐이 사용된 본 시험에서는 비추력에 대한 정확한 수치의 신뢰성은 확보되지 않으나, 증감에 대한 경향은 볼 수 있다. 로켓엔진 성능의 핵심 지표 중 하나인 추력계수 또한 노즐 성능의 영향을 크게 받으므로, 이에 대한 자세한 분석은 수행되지 않았지만, 전반적인 경향은 비추력과 동일한



(b) Performance at oxidizer supply pressure of 255 psia.



(c) Performance at oxidizer supply pressure of 320 psia.

Fig. 2.5 Comparison of specific impulse and characteristic velocity with varying oxidizer supply pressure.

것으로 확인되었다.

로켓엔진의 연소성능과 관계하는 지표인 특성속도는 비추력과는 다르게 노즐 성능과 무관하다. 모든 산화제 공급압력 조건에서 특성속도는 특성길 이가 1.37 m인 경우에서 가장 낮고, 점차 증가하여 1.71 m인 경우를 지나 최고점을 거쳐 2.06 m인 경우까지 다시 낮아지는 경향을 보이는데, 이는 특성길이가 과도하게 길어지게 되면 연소실에서 연소생성물 기체의 추가적 인 열 손실과 마찰 손실이 발생하여 엔진 성능에 악영향을 미치는 것으로 판단된다.

연소실의 특성길이에 따른 유동 체류 시간이 추진제의 연소에 미치는 영 향을 관찰하고자 연소효율과 관련된 성능지표인 특성속도 효율을 관찰하였 다. 특성속도 효율은 CEA code를 이용하여 산출된 이론성능 대비 측정된 실제 성능을 비교한 값으로, 효율과 그 경향을 Fig. 2.6에 나타낸다. 특성속



Fig. 2.6 Efficiencies of characteristic velocity with varying characteristic length.

도 효율은 Fig. 2.5에 도시한 특성속도 선도와 경향이 유사한 것이 관찰된 다. 그러나, 산화제 공급압력이 255 psia에서의 특성속도 효율 그래프를 살 펴보면 특성길이 1.71 m와 2.06 m에서의 효율이 유사하다는 사실이 확인 된다. 로켓엔진의 특성속도 효율은 일반적으로 95%가 넘는 것으로 알려져 있는데, 시험평가가 이루어진 모든 경우에서 특성속도 효율이 95% 이하로 산출된 것은 특성길이에 의한 영향이라기보다는 추진제를 분무 및 미립화 하는 인젝터 성능에 의한 영향인 것으로 사료되는 바, 인젝터 설계형상 변 이에 따른 연구가 추가로 요구된다.

# Ⅲ. 막냉각 시스템이 적용된 GCH<sub>4</sub>-LOx SRE의 성능 고찰

#### 1. 연구배경

막냉각은 액체로켓엔진의 내구성을 위한 중요한 냉각기술로, 벽으로의 열 유속을 감소시키기 위해 사용된다. 연료 또는 산화제를 냉각제로 사용 하는 막냉각은 가스 발생기(gas generator), 확장기(expander) 및 다단연소 사이클 엔진의 연소실에 적용할 수 있다. 그뿐만 아니라 막냉각은 열응력 을 저하시키므로, 이를 재생냉각과 결합하여 사용할 경우 기존 재생냉각의 작동 가능성 한계를 높일 수 있을 것으로 기대된다.

막냉각의 효율적인 사용은 비추력 감소의 최소화로 이어지므로 이에 관 한 연구는 매우 중요하다. 단순히 벽으로의 열전달을 줄이기 위해서는 기 체보다 액체로 냉각제를 주입할 때 막냉각이 더욱 효과적이라는 것이 실험 적으로 나타난 바 있다. 그러나, 탄화수소 연료를 냉각제로 사용할 경우 연 소실 내벽에 탄소 침착이 발생할 수 있으므로 이를 주의해야 한다.

본 연구에서는 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진에 액체산소가 냉각제로 사용되는 막냉각 시스템을 적용하였으며, 최적의 막냉각 시스템 운용조건 을 도출하고자 지상연소시험을 통해 다양한 추진제 및 냉각제 공급조건에 따른 막냉각 성능특성을 분석하였다.

### 2. 시험 장치 및 방법

연소시험장치의 개략도를 Fig. 3.1에 도시한다. 연소시험은 특성길이 변 이에 따른 성능평가에 사용된 장치 구성에 더해 막냉각제 공급을 위한 배 관을 구축하였다.

시험에 사용된 소형로켓엔진은 기존의 주 인젝터, 점화기, 연소실, 그리 고 초음속 노즐에 추가로 막냉각제 인젝터(film-coolant injector)가 구성된 다. 막냉각제 인젝터는 총 15 mm<sup>2</sup>의 면적을 갖는 15개의 채널로 구성되었 으며, 냉각제는 주 인젝터와 동일한 면(injector face)에서 연소실 내벽을 따 라 분사되었다.

지상연소시험은 LabVIEW 프로그램을 사용하여 직접 작성한 연소시험 절차에 따라 제어되며, 전형적인 연소시간(typical combustion period)은 추 력실이 막냉각 없이 열부하를 견딜 수 있는 시간인 5.5 초로 설정하였다. 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 막냉각 성능을 보다 구체적으로 조사



Fig. 3.1 Overview of the test apparatus.

Table 3.1. Test subjects of GCH<sub>4</sub>-LOx SRE employing film-cooling system.

Subject	$\phi_a$	$\dot{m}_a$	$\phi_t$	$\dot{m}_t$	$\dot{m_c}$
1	Fixed	Fixed	Depending on $\dot{m_a}$	Depending on $\dot{m_a}$	Varied
2	Depending on $\dot{m_a}$	Depending on $\dot{m_a}$	Fixed	Fixed	Varied

하기 위한 연소시험의 시험조건으로는 다음 다섯 가지 변수를 변화시켰다:

- 1) 겉보기 당량비(φ<sub>a</sub>)
- 2) 겉보기 추진제 질량유량(ma)
- 3) 총 당량비(φ<sub>t</sub>)
- 4) 총 추진제 질량유량(m<sub>t</sub>)
- 5) 냉각제 질량유량(m\_)

여기서 겉보기 당량비 및 겉보기 질량유량은 주 인젝터에서만 분사되는 연료와 산화제의 양을 이용하여 정의한다. 겉보기 유량과 냉각제 유량의 합은 총 추진제 유량을 제공한다. 따라서 Table 3.1과 같이 이러한 매개변 수를 부분적으로 수정하거나 변경하여 2가지 유형의 시험 주제를 설정하였 다.

### 3. 시험결과 및 고찰

### 3.1 시험 주제-1: $\phi_a$ 및 $m_a$ 이 동일한 조건에서 $m_c$ 의 변이

이 연소시험에서는 겉보기 당량비 및 겉보기 유량을 각각 0.73과 52 g/s 으로 고정하여 주 추진제(main propellant)의 화학반응을 통해 생성되는 열 량이 동일하도록 설정하였으므로, 엔진성능은 냉각제 유량에 지배적인 영 향을 받는다. 막냉각이 적용되지 않은 경우로부터 냉각제 유량은 20 g/s에 서 40 g/s까지 5 g/s 간격으로 증가시키고자 하였다.

성능시험에서 측정된 당량비 및 시험결과를 각각 Table 3.2과 Fig. 3.2에 요약한다. 여기서, *PFC* (Percentage of Film-cooling)는 연소실에 공급되는 총 추진제 유량에 대한 냉각제 유량의 비율로서 다음의 Eq. (3.1)로 정의된 다.

Table	3.2.	Propellant	supply	condition	for	the	test	depending	on
		the coolan	t mass	flow-rate.	0	t 1			

Case No.	${\pmb \Phi}_a$	${\pmb \Phi}_t$	<i>PFC</i> (%)
FC1-1	0.72	0.72	0
FC1-2	0.71	0.49	27.0
FC1-3	0.71	0.45	33.6
FC1-4	0.71	0.43	35.7
FC1-5	0.73	0.42	39.1
FC1-6	0.73	0.39	42.4



Fig. 3.2 Summary of the test according to the coolant mass flow-rate variation.

$$PFC = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_f + \dot{m}_o + \dot{m}_c} \times 100 \ (\%) \tag{3.1}$$

냉각제 유량의 증가는 총 추진제 유량의 증가를 동반하지만, 연소실 내 연료농도가 회석되어 열 환경(thermal environment)의 연료회박 상태를 더 욱 심화시킨다. 추진제 유량의 증가는 연소실 압력의 상승과 압력에 지배 적인 영향을 받는 추력의 증대로 이어지는 반면에, 주 추진제 반응물 (reactant)의 연료농도 회박화는 화학반응 강도의 저하를 초래하여 특성속 도 감소에 기여한다. 또한, 주입된 냉각제 유량의 증가에 따라 비추력이 완 만하게 증가 또는 감소하는 이유는 추력성능의 증가 경향과 연소성능의 감 소 경향 간에 존재하는 다툼의 결과로 이해된다. 등엔트로피 유동하에 비 추력은 다음의 Eq. (3.2)와 같이, 고정된 노즐 팽창비에서 노즐 출구의 엔 탈피와 압력에 종속한다.

$$I_{sp} = \sqrt{JH_e} \frac{\left\{ 2 \left[ 1 - \left(\frac{c_p}{c_{P,th}}\right)_e \left(\frac{P}{P_{th}}\right)_e^{\frac{\gamma-1}{\gamma_{wg}}} \right] + \frac{\gamma-1}{\gamma_e} \left(\frac{c_p}{c_{p,th}}\right)_e \left(\frac{P}{P_{th}}\right)_e^{\frac{\gamma-1}{\gamma_{wg}}} \right\}}{\left\{ 2g \left[ 1 - \left(\frac{c_p}{c_{p,th}}\right)_e \left(\frac{P}{P_{th}}\right)_e^{\frac{\gamma-1}{\gamma_{wg}}} \right] \right\}^{1/2}} - \frac{P_e A_e}{W} (s)$$
(3.2)

여기서, *J*는 Joule 상수, *H*는 출구에서의 총 엔탈피, γ는 비열비(ratio of specific heats), *C*<sub>p</sub>는 정압비열(specific heat at constant pressure), *P*는 압 력, *g*는 중력 가속도(gravitational acceleration), *A*는 단면적, *W*은 중량유 량(weight flow-rate)이며, 하첨자(subscript)인 *e*, *th*, 그리고 *avg*는 각각 출 구, 노즐 목, 그리고 평균을 의미한다.

위 식을 통해 막냉각 유량의 증가가 낳는 고온 생성물 기체의 앤탈피 감 소 효과와 질량유량의 증가가 낳는 압력의 증대 효과가 동시에 작용하여 비추력에 영향을 미칠 수 있다는 사실이 확인된다. 유사한 다툼의 결과로, 특성속도 효율 및 비추력 효율 또한 냉각제 유량의 증가와 함께 완만한 증 감을 반복하고 있다. 다만, 냉각제의 투입(FC1-2 ~ FC1-6)이 투입 이전 (FC1-1)에 비해 효율의 수준을 전반적으로 상승시키는데, 이는 주 인젝터에 서 나오는 추진제의 불완전연소의 결과로 잔류하는 연료성분이 외곽에서 흐르는 냉각제 산화제에 의해 추가로 연소하면서 연소의 완전성을 높이는 데 기여하는 것으로 판단된다.

Fig. 3.3은 시험 주제-1에 대한 추력실 내벽의 온도 천이를 보이고 있다. 막냉각이 없는 FC1-1의 모든 온도는 점화 스파이크(ignition spike) 이후에 시간이 지남에 따라 지속적으로 증가한다. 추진제 주입 후 5.5 초에서 종료 되지만 열전대의 열 관성과 드리블 볼륨 연료의 잔류연소, 그리고 침열



Fig. 3.3 Temperature profiles inside the thrust chamber according to the coolant mass flow-rate variation.

(heat soak-back) 등에 의해 온도 피크를 보인 후 온도는 급격히 하강한다. PFC가 27-33.6% 범위에 있는 FC1-2 및 FC1-3에서는 낮은 냉각제 유량으로 인해 냉각성능이 저조하여 연소 초기에 액막이 증발하면서 화염에 노출된 연소실 상단부 내벽의 온도가 급격히 상승한다. 이후 냉각제 산화제에 의 한 연료 희박화가 화염 강도를 낮춰 온도는 228℃까지 감소하고 기화된 막 냉각제가 추력실 중단부까지 그 기능을 하고 있다. FC1-3의 경우는 FC1-2 의 경우에 비해 증가된 냉각제 효과로 인해 액막의 증발이 지연되고, 추력 실 상단부와 중단부 벽면의 온도가 빠른시간 내에 냉각제 증기에 의해 11 0℃ 내외로 보호받기 시작한다. PFC가 35.7%를 초과하는 경우(FC1-4 ~ FC1-6)에서는 연소실 상단부가 극저온상태로 유지되는데, 그 온도는 해당 연소실 압력에서의 냉각제 포화 온도로인 것으로 확인된다. 이상의 사실을 통해 35.7% 이상의 PFC로 냉각제가 공급되면 일정 시점까지 내벽 부근에 액막이 안정적으로 형성되어 막냉각 기구가 정상적으로 작동할 것으로 확

- 26 -

실시된다. FC1-5와 FC1-6의 경우에서 보이는 점화 직후 1-2 초 내외의 추 력실 상단부 온도와 중단부 온도의 일치는 냉각제 액막이 추력실 중단부까 지 다다른 후 상류 쪽으로 증발이 시작되는 시점을 지시하고 있다. 여기서 막냉각 유량의 결정과 관련하여 유의해야 할 점은, 추력실 내벽 모든 부위 에서 액막이 유지되는 조건이 최선이 아니고, 엔진의 최대 작동시간을 주 요인자로 하는 임무 운용 요구조건과 안전여유를 포함하는 추력실 조립체 재질의 내열한계 내에서 추력실을 열구조적으로 안전하게 작동시키는 유량 이 최적이라는 사실이다. 추가로, FC1-5의 경우에서 보이는 연소실 중단부 온도의 특이한 온도 상승 거동은 연소불안정에 의한 추력실 중단부까지의 화염영역 확대의 영향으로 추측되고 Fig. 3.2에서 보이는 비추력 성능 및 효율의 저하와도 관계하는 것으로 판단된다.

Fig. 3.4는 본 시험주제하에 수행된 엔진의 플룸 이미지이다. 막냉각이 적용되지 않은 FC1-1의 경우, 노즐 출구뿐만 아니라 연소실 중단부에서도 열부하에 의한 글로잉 현상(glowing effect)이 뚜렷이 관찰되나, 냉각제 유 량의 증가와 함께 글로잉 면적이 감소하는 경향을 보이고, 유량이 30 g/s



Fig. 3.4 Plume image of ground hot-firing according to the coolant mass flow-rate variation.

를 초과하는 FC1-5 및 FC1-6에서는 엔진이 작동 중일 때조차 연소실 외벽 의 얼음이 녹지 않는 상태로 발견되어 막냉각 기구가 충분히 작동하고 있 다는 사실을 반증하고 있다. 이에 더해 냉각제 유량이 증가할수록 플룸의 선명도는 희미해지는데, 이는 냉각제가 고온의 연소생성물 기체를 희석시 키면서 유동의 현열(sensible enthalpy)을 감소시키고 이어서 일련의 팽창 파와 충격파로 구성되는 플룸의 강도를 약화시키는데 기인한다.



3.2 시험 주제-2: φ<sub>t</sub> 및 m<sub>t</sub>이 동일한 조건에서 (C/O)<sub>ratio</sub>의 변이

시험 주제-2에서는 총 추진제 유량을 고정하여 엔진성능에 대한 유량의 영향을 배제하였다. 또한, 총 당량비 및 연료 유량을 일정하게 설정하여 주 산화제 유량과 액체산소 냉각제 유량 간의 비율에 따른 성능을 비교하였 다. 여기서 (*C*/*O*)<sub>ratio</sub>는 전체 산화제 유량에 대한 냉각제 유량의 비율이며, Eq. 3.3으로 정의된다.

![](_page_38_Picture_2.jpeg)

(3.3)

연소시험에서 고정된 공급조건인 총 당량비 및 총 추진제 유량은 각각 0.48과 74 g/s로 설정되었고, 냉각제 유량은 20 g/s에서 35 g/s까지 5 g/s 간격으로 증가됨에 따라 산화제 유량은 감소되었다. 추가로, 막냉각이 적용 되지 않은 FC2-1에서는 연소시간을 5 초로 단축하여 내벽 부근에서 형성 되는 화염에 의한 열부하가 야기하는 손상을 방지하였다.

Fig. 3.5는 본 시험 주제하에 수행된 성능시험의 플룸 이미지를 도시한 다. 냉각제 유량의 증대는 주 산화제 유량의 감소로 이어져 주 추진제의 겉보기 당량비를 화학양론비(stoichiometric ratio)에 더 접근시킨다. 따라서, 주 인젝터를 통과하는 주 추진제 공급조건은 연소에 보다 유리하게 조성되 어 화학반응의 강도가 증가하게 되는데, 이는 점차 선명해지는 플룸 및 노 즐 출구부 글로잉 면적의 증가를 통해 확인된다. FC2-1 경우의 연소실 중 단부에서 관찰되는 글로잉은 냉각제 유량의 증가와 함께 사라지는데 주 추 진제의 당량비 증가가 낳는 화학반응 강도의 증가에도 불구하고 막냉각 유 량이 가장 높은 FC2-5 경우에 이르러서는 연소 시작 전 시스템 냉각과정

![](_page_39_Picture_0.jpeg)

Fig. 3.5 Plume comparison of the test according to the  $(C/O)_{ratio}$  variation.

![](_page_39_Figure_2.jpeg)

Fig. 3.6 Gas stratification effect. (a) Schematic and temperature profile. (b) Comparison of plume at nozzle tip in FC2-1 and FC2-5.

에서 형성된 연소실 외벽의 얼음이 큰 변화 없이 유지되고 있어 충분한 막 냉각 성능을 가늠케 한다.

충분한 막냉각 유량의 공급은 노즐 내벽 근처에서 유동의 층상화를 낳을 수 있는데 Fig. 3.6(a)는 급격한 온도 차이를 보이는 연소생성물 기체와 냉 각제의 전형적인 유동 구조의 개략도를 도시한다. Fig. 3.6(b)는 층상화의 결과로 노즐 출구에서 고온 가시영역의 플룸 폭이 축소되는 현상(FC2-5)을 막냉각이 없는 경우(FC2-1)와 비교하는 사진이다. 노즐 출구에서 플룸 폭의 축소가 추력성능의 감소를 동반할 수 있으나, 본 시험 주제의 경우 추력성

Case No.	${\it I}\!$	$\pmb{\varPhi}_t$	$(C/O)_{ratio}$ (%)	<i>PFC</i> (%)
FC2-1	0.49	0.49	0	0
FC2-2	0.69	0.48	30.0	26.8
FC2-3	0.76	0.48	36.7	32.7
FC2-4	0.85	0.48	43.0	38.3
FC2-5	1.01	0.48	52.4	46.8

Table 3.3. Propellant supply condition for the test depending on the  $(C/O)_{ratio}$ .

능의 판정에는 당량비 증가에 기인하는 연소 강도의 증대와 주 추진제 유 량의 변이효과가 동시에 고려되어야 한다.

Table 3.3은 (C/O)<sub>ratio</sub> 변이 시험에서 계측된 추진제의 공급조건을 요약 한다. (C/O)<sub>ratio</sub>의 증가로 인한 주 산화제 유량의 감소는 겉보기 추진제의 당량비를 화학양론비 쪽으로 증가시켜 연소생성물의 단위 질량당 엔탈피를 증가시키는데 기여하지만 주 추진제의 유량을 급격히 감소시켜 노즐 입구 로 들어가는 연소생성물의 총 엔탈피 저하를 야기하기도 한다. 더욱이, (C/O)<sub>ratio</sub>에 비례하여 증가하는 냉각제 유량은 주 추진제 연소에 의한 고 엔탈피의 생성물을 벽면 근처에서 희석시키며 추력성능을 저하시키는데 부 분적으로 기여한다. Fig. 3.7은 본 시험 주제-2의 추진제 공급조건(고정된 총 추진제 유량과 총 당량비에서 액체산소 냉각제 유량의 증가와 이에 따 른 주 추진제 유량의 감소 및 주 추진제 당량비의 화학양론비 쪽으로의 접 근)하에서 수행된 연소시험의 성능평가결과를 도시한다. 냉각제 유량 혹은 (C/O)<sub>ratio</sub>의 증가가 낳는 주 추진제 유량 감소와 이로 인한 유동의 총 엔 탈피 저하, 그리고 유동의 층상화에 기인할 수 있는 고온 제트 유효면적의

- 31 -

![](_page_41_Figure_0.jpeg)

Fig. 3.7 Summary of the test according to the  $(C/O)_{ratio}$  variation. 감소 효과 등이 화학양론비로 접근하는 주 추진제 혼합비의 반응 강도 증 대 효과를 압도하여, 막냉각 기구 작동시의 제반성능은 냉각을 하지 않을 때보다 완만하게 감소하는 것이 확인된다.

추력실 내벽의 온도 천이가 Fig. 3.8에 도시된다. 시험 주제-2의 총 당량 비는 Table 3.3에서 확인되듯이 0.48 내외로 화염단과 접촉할 것으로 예상 되는 연소실 내벽 상부를 제외한 온도는 약 200℃ 아래로 측정되었다. 막 냉각이 적용되지 않은 FC2-1의 경우, 화염이 미치는 연소실 상부의 온도는 점화 스파이크 이후에 가파르게 상승하는데, 막냉각이 적용되더라도 냉각 제 유량이 적은 경우(FC2-2, FC2-3) 시작(onset)이 다소 지연되고 구배가 완만해지더라도 그와 같은 온도 상승은 지속된다. 그러나, (*C*/*O*)<sub>ratio</sub>가 43.0% 이상으로 냉각제가 충분히 공급되는 FC2-4와 FC2-5 경우, 상부의 온 도는 연소 종료시까지 극저온으로 유지되고 있다. 냉각제 유량에 따른 이 위치에서의 막냉각 거동은 Fig. 3.5에서 관찰되는 연소실 부위의 글로잉 거 동에 직접 관계한다. 추가로, FC2-5 경우 엔진 시동 후 약 3 초간 연소실

- 32 -

![](_page_42_Figure_0.jpeg)

Fig. 3.8 Temperature profiles of the thrust chamber inner-wall according to the  $(C/O)_{ratio}$  variation.

내벽 전체가 극저온으로 유지되지만, 과도한 냉각제 공급은 추진제 효율 및 엔진성능의 저하로 이어질 수 있다는 사실이 Fig. 3.7로부터 확인된다.

A a ch or m

## Ⅳ. 결 론

본 논문에서는 발사체(시험발사체, 정지궤도 및 중궤도 발사체 등)의 AKE, 행성간 탐사선(심우주 탐사선, 달탐사 궤도선, 달탐사 착륙선), 3축 자세제어 및 궤도기동 등에 활용, 탑재되는 차세대 액체메탄 이원추진제 소형로켓엔진의 선행 연구개발 과정의 일환으로, 메탄-산소 이원추진제 조 합에서 연료과농 조건에 대한 연소특성, 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진 의 최적 특성길이 도출 및 최적의 막냉각 시스템 운용조건을 분석하여 소 형로켓엔진 개발에 필요한 핵심기술제원 도출을 목표로 하였다.

GCH<sub>4</sub>-LOx 소형로켓엔진의 핵심설계변수에 대한 성능평가의 일환으로 연소실의 특성길이를 1.37 m, 1.71 m, 그리고 2.06 m로 변화하여 연소시험 평가를 수행하였으며, 시험평가를 통해 획득된 성능특성은 CEA 해석으로 부터 구한 이론성능과 비교되었다. 연소시험 결과, 특성속도 효율의 경향 선도를 통해 특성길이가 1.71-2.06 m 구간에서 최적의 연소효율을 내는 것 으로 확인되었다.

최종적으로 GCH<sub>4</sub>-LOx 소형로켓엔진에 막냉각 시스템을 적용하였으며, 최적의 막냉각 시스템 운용조건을 도출하고자 추진제 공급조건을 변화하여 지상연소시험을 수행하였다. 막냉각제로는 액체산소를 채택하였으며, 시험 에 사용된 변수로는 겉보기 당량비, 겉보기 추진제 질량유량, 총 당량비, 총 추진제 질량유량, 그리고 냉각제 질량유량이었다. 시험을 통해 획득된 성능특성은 CEA 해석으로 산출된 이론값과 비교 분석되었다.

시험주제-1(Test subject-1)에서는 겉보기 유량 및 겉보기 당량비를 고정 하여 주 추진제(main propellant)의 화학반응을 통해 동일한 발열이 이루어 지게 설정하고, 막냉각이 적용되지 않은 경우로부터 시작하여 냉각제 유량 을 변화시켰다. 시험 결과, 냉각제 유량이 30 g/s을 초과하는 경우에서는 엔진이 작동 중일 때조차 연소실 외벽의 얼음이 녹지 않는 상태로 발견되 었는데, 이는 막냉각 기구가 충분히 작동하고 있다는 사실을 반증한다. 성 능특성에 있어서, 액체산소 막냉각 유량의 증가는 총 추진제 유량의 증가 를 동반하고 연소실 압력의 증가와 그로 인한 추력의 증대에 직결되나, 주 추진제 반응물의 연료농도를 희박하게 만들고 화학반응 강도의 저하를 유 발하여 엔진의 특성속도 감소에도 기여하다. 그러므로, 투입된 냉각제 유량 의 증가에 따라 비추력이 특성속도에 비해 완만하게(moderately) 증가 또 는 감소하는 이유는 추력성능의 증가 경향과 연소성능의 감소 경향 간에 존재하는 다툼의 결과로 이해된다. 또, 냉각제의 투입은 이전에 비해 효율 의 수준을 전반적으로 상승시키는데, 이는 주 인젝터에서 나오는 추진제의 불완전연소의 결과로 잔류하는 연료성분이 외곽에서 흐르는 냉각제 산화제 에 의해 추가로 연소하면서 연소의 완전성을 높이는데 기여하는 것으로 판 단된다. 막냉각이 없는 경우의 모든 온도는 점화 스파이크 이후에 시간이 지남에 따라 지속적으로 증가하지만, 막냉각이 투입되면 벽면의 온도가 빠 른 시간 내에 냉각제 증기에 의해 고온의 열 유속으로부터 보호받기 시작 하고, 냉각제가 총 추진제 유량의 35.7%을 초과하는 경우에서는 연소실 상 단부가 해당 연소실 압력에서의 냉각제 포화 온도로 유지된다.

시험 주제-2(Test Subject-2)에서는 총 추진제 유량을 고정하여 엔진성능 에 대한 유량의 영향을 배제하고 총 당량비 및 연료 유량 또한 일정하게 설정하여 주 산화제 유량과 액체산소 냉각제 유량 간의 비율에 따른 성능 을 비교하였다. 냉각제 유량의 증가가 낳는 주 추진제 유량 감소와 이로 인한 유동의 총 엔탈피 저하, 그리고 유동의 층상화에 기인할 수 있는 고 온 제트 유효면적의 감소 효과 등이 화학양론비로 접근하는 주 추진제 혼 합비의 반응 장도 증대 효과를 압도하여, 막냉각 기구 작동시의 제반성능 은 냉각을 하지 않을 때보다 완만하게 감소하는 것이 확인된다. 막냉각이 적용되지 않은 경우, 연소실 상부의 온도는 점화 스파이크 이후에 가파르 게 상승하는데, 막냉각이 적용되더라도 냉각제 유량이 적은 경우 시작 (onset)이 다소 지연되고 구배가 완만해질 뿐 그와 같은 온도 상승은 지속 된다. 그러나, 냉각제가 충분히 공급되는 경우, 상부의 온도는 연소종료시 까지 극저온으로 유지된다. 다만, 과도한 냉각제 공급은 연소실 내벽 전체 를 극저온으로 유지시켜 주지만 추진제 효율 및 엔진성능 저하로 이어질 수 있다.

따라서, 막냉각 시스템의 운용조건 결정에 있어 추력실 내벽 모든 부위 에서 액막이 유지되는 것이 최선이 아니고, 엔진의 최대 작동시간을 주요 인자로 하는 임무 운용 요구조건과 안전여유를 포함하는 추력실 조립체 재 질의 내열한계 내에서 추력실을 열구조적으로 안전하게 작동시키는 냉각제 질량유량이 최적의 조건이라는 사실에 유의해야 한다.

CH OL M

47.2

### 참 고 문 헌

- 1. Adzhyan, A. P., and et al., Encyclopedia 'Mechanical Engineering': Space Rocket Technology, Mashinostroenie, Moscow, RUS., 2012.
- Kuzin, A. I., and et al., "Substantiation of Rocket Fuel Components Choices for Propulsion Units of the Reusable Space-rocket Systems' First Stage," *Journal of Aerospace Technology*, Vol. 1, pp. 19-55, 2010.
- 3. Haeseler, D., Mäding, C., Götz, A., Roubinski, V., Khrissanfov, S. and Berejnoy, V., "Recent Developments for Future Launch Vehicle LOx/HC Rocket Engine," *6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation of the 21st Century*, Versailles, France, 2002.
- Burkhardt, H., Sippel, M., Herbertz, A., and Klevanski, J., "Kerosene vs Methane: A Propellant Tradeoff for Reusable Liquid Booster Stages," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 5, pp. 762-769, 2004.
- 5. Haidn, O. J., "Advanced Rocket Engines," Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft, 2007.
- Klepikov, I. A., Katorgin, B. I., and Chvanov, V. K., "The New Generation of Rocket Engines, Operating by Ecologically Safe Propellant "Liquid Oxygen and Liquefied Natural Gas (Methane)"," *Acta Astronautica*, Vol. 41, No. 4-10, pp. 209-217, 1997.
- Mykhalchyshyn, R. V., Brezgin, M. S., and Lomskoi, D. A., "Methane, Kerosene and Hydrogen Comparison as a Rocket Fuel for Launch Vehicle PHSS Development," *Космічна наука і техно логія*, Vol. 24, No. 2, pp. 12-17, 2018.
- 8. Vogt, C., Monai, M., Kramer, G. J., and Weckhuysen, B. M., "The Renaissance of the Sabatier Reaction and Its Applications on Earth and in Space," *Nature Catalysis*, Vol. 2, No. 3, pp. 188-197, 2019.

- Stanley, D., "Exploration Systems Architecture Study," NASA TM-2005-214062, 2005.
- 10. Judd, D. C., Buccella, S., Alkema, M., Hewitt, R., McLaughlin, B., Hart, G., and Veith, E., "Development Testing of a LOX/Methane Engine for In-space Propulsion," 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, C.A., U.S.A., Jul. 2006.
- Lux, J., and Haidn, O., "Flame Stabilization in High-Pressure Liquid Oxygen/Methane Rocket Engine Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 1, pp. 15-23, 2009.
- Neill, T., Judd, D., Veith, E., and Rousar, D., "Practical Uses of Liquid Methane in Rocket Engine Applications," *Acta Astronautica*, Vol. 65, No. 5-6, pp. 696-705, 2009.
- 13. Bostwick, C., Gibbs, T., and Prabhakar, A., "LOX/Methane Engine utilizing Liquid/Liquid Co-axial Swirl Injector," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, F.L., U.S.A, Jan. 2011.
- 14. Hurlbert, E., Mcmanamen, J. P., and Studak, J. W., "Advanced Development of a Compact 5-15 lbf LOx/Methane Thruster for an Integrated Reaction Control and Main Engine Propulsion System," 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, C.A., U.S.A., Jul. 2011.
- 15. 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*, Cleveland, O.H., U.S.A, AIAA 2014-3681, Jul. 2014.
- 16. Boué, Y., Vinet, P., Magniant, S., Motomura, T., Blasi, R., and Dutheil, J., "LOx/Methane Reusable Rocket Propulsion at Reach with Large Scale Demonstrators Tested," *Acta Astronautica*, Vol. 152, pp. 542-556, 2018.

- Cheng, S., "Progress in 30 kN LOX/Methane Expander Cycle Engine," 69th International Astronautical Congress, ID-44075, Bremen, Germany, Oct. 2018.
- Trotti, M., "Modelling of Liquid Film Cooling in a GOX/Kerosene Rocket Combustion Chamber," Ph.D. Dissertation, Faculty of Industrial Engineering, Politecnico di Milano, Italy, 2012.
- Boden, R.H., "Heat transfer in rocket motors and application of film and sweat cooling," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 73, No. 4, pp. 385–390, 1951.
- 20. Morrell, G., "Investigation of internal film cooling of a 1000-pound thrust liquid ammonia liquid oxygen rocket," NACA RME51E04, 1951.
- 21. Stechman, R.C., Oberstone, J. and Howell, J.C., "Design criteria for film cooling for small liquid-propellant rocket engines," *Journal of Spacecraft and Rockets,* Vol. 6, No. 2, pp. 97–102, 1969.
- 22. Totten, J.K., "Ramjet structural elements, and non-regenera- tively cooled combustion chambers and nozzles," Vol. 9, Report No. 25, 116, Marquardt Corporation, 1964.
- 23. Volkmann, J.C., Tuegel, L.M. and McLeod, J.M., "Gas side heat flux and film coolant investigation for advanced LOX/Hydrocarbon thrust chambers," *26th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference*, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 1990-2184, Jul. 1990.
- 24. Cook, R.T., and Quentmeyer, R.J., "Advanced cooling techniques for high pressure hydrocarbon fueled rocket engines," *16th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference*, Hartford, C.T., U.S.A., AIAA 1980-1266, Jul. 1980.
- 25. Dederra, H. and Kirner, E., "High pressure rocket engine liquid oxygen technology," 27th International Astronautical Congress (IAC),

Anaheim, C.L., U.S.A., Oct. 1976.

- 26. Price, H.G., "Cooling of high-pressure rocket thrust chambers with liquid oxygen," *Journal of Spacecraft and Rockets,* Vol. 18, No. 4, pp. 338–343, 1981.
- 27. Warner, C.F. and Emmons, D.L., "Effects of selected gas stream parameters and coolant properties on liquid film cooling," *the ASME Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 86, No. 2, pp. 271-278, 1964
- 28. Kirchberger, C., Schlieben, G., Hupfer, A., Kau, H., Martin, P. and Soller, S., "Investigation on film cooling in a Kerosene/GOX combustion chamber," 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Denver, C.O., U.S.A., AIAA 2009–5406, 2009.
- 29. Kinney, G.R., Abramson, A.E. and Sloop, J.L., "Internal-liquid film-cooling Experiments with Air-stream Temperatures to 2000 °F in 2- and 4-inch-diameter Horizontal Tubes," NACA TM-1087, 1952.
- 30. Abramson, A.E., "Investigation of internal film cooling of exhaust nozzle of a 1000-pound-thrust liquid ammonia-liquid oxygen rocket," NACA RM-E52C26, 1952.
- 31. Arrington, L.A., Reed, B.D. and Rivera, A., "A performance comparison of two small rocket nozzles," 32th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Lake Buena Vista, F.L., U.S.A., AIAA 1996-2582, 1996.
- 32. Knuth, E.L., "The mechanics of film cooling," Ph.D. Dissertation, California Institute of Technology, Pasadena, C.A., U.S.A., Division of Engineering and Applied Science, 1954.
- 33. Kesselring, R.C., Knight, R.M., McFarland, B.L. and Gurnitz, R.N., "Boundary cooled rocket engines for space storable proplellants,"

R-8766, 1972.

- 34. Emmons, D.L., "Effects of selected gas stream parameters and coolant physical properties on film cooling a rocket motor," Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical Engineering, Purdue University, Lafayette, I.N., U.S.A., 1962.
- 35. Crocco, L., "An approximate theory of porous, sweat, or film cooling with reactive fluids," *Journal of the American Rocket Society*, Vol. 22, NO. 6, pp. 331–338, 1952.
- 36. Gater, R.A., Lecuyer, M.R. and Warner, C.F., "Liquid-film cooling, Its physical nature and theoretical analysis," JPC TM-65-6, 1965.
- 37. Grisson, W.M., "Liquid film cooling in rocket engines," AEDC-TR-91-1, 1991
- Shembharkar, T.R. and Pai, B.R. "Prediction of film cooling with a liquid coolant," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 29, No. 6, pp. 899–908, 1986.
- 39. Huzel, D.K. and Huang, D.H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 147, AIAA, 1992.
- 40. Kim, J.H., Jung, H. and Kim, J.S., "Analysis of the Theoretical Performance Characteristics for Methane-fuel Bipropellant Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 3, pp. 1-7, 2014.
- 41. Hong, J.Y., Bae, D.S. and Kim, J.S., "Effects of Swirl/Shear-coaxial Injector on the Dynamic Behavior of Gaseous Methane- Gaseous Oxygen Diffusion Flame," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 1, pp. 1-8, 2019.
- 42. Hong, J.Y., Bae, D.S. and Kim, J.S., "Effects of the Recess and Propellants Mass Flow on the Flammability Limit and Structure of

Methane-Oxygen Diffusion Flame," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 22, No. 1, pp. 28-35, 2018.

- 43. Kim, Y.J., Kim, M.C. and Kim, J.S., "Configuration Design, Hot-firing Test and Performance Evaluation of 200 N-class GCH4/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.
- 44. Kim, M.C., Kim, Y.J. and Kim, J.S., "Configuration Design, Hot-firing Test and Performance Evaluation of 200 N-class GCH4/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.
- 45. Rao, G.V.R., "Recent Developments in Rocket Nozzle Configurations," *Journal of American Rocket Society*, Vol. 31, No. 11, pp. 1488-1494, 1961.
- 46. Spalding, D.B., "A One-Dimensional Theory of Liquid-Fuel Rocket Combustion," ARC CP-445, 1959.

A CH OL M