



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공 학 석 사 학 위 논 문

기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의
중량비와 산화제 공급압력에 따른 성능특성



2020년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

기 계 공 학 과

김 민 철

공 학 석 사 학 위 논 문

기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의
중량비와 산화제 공급압력에 따른 성능특성

지도교수 김 정 수

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함.

2020년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

기 계 공 학 과

김 민 철

김민철의 공학석사 학위논문을 인준함.

2020년 2월 21일



위원장 공학박사 권 오 봉 (인)

위원 공학박사 배 대 석 (인)

위원 공학박사 김 정 수 (인)

목 차

Abstract	ii
I. 서 론	1
1.1 연구배경 및 목적	1
II. 이론성능해석 및 형상설계	5
2.1 이론성능해석	5
2.2 로켓엔진 형상설계	10
2.2.1 노즐 설계	10
2.2.2 연소실 설계	13
2.2.3 분사기 설계	14
III. 시험 장치 및 방법	16
3.1 추력측정장치	16
3.2 시험장치 구성	18
IV. 지상연소시험 성능평가	22
V. 측정불확도 평가	30
VI. 결 론	37
참고문헌	39

Performance Characteristic of GCH_4 - LOx Small Rocket Engine According to Chamber Aspect ratio and Oxidizer Supply Pressure

Min Cheol Kim

Department of Mechanical Engineering, The Graduate School
Pukyong National University

Abstract

A ground hot-firing test was conducted to examine the performance characteristics of gaseous methane and liquid oxygen bipropellant small rocket engine. As a first step, the design factors necessary for designing the thruster of methane/oxygen binary propulsion system were derived through theoretical performance analysis. In order to investigate the theoretical performance, the chemical reaction inside the combustion chamber was assumed to be in equilibrium, and the NASA 's CEA code was used. Since it is very costly to carry out the combustion test in a high vacuum environment, the ground hot-firing test is conducted and then the operating performance in a vacuum is inferred from the ground performance. The supersonic nozzle was designed with an expansion ratio of 50, but on the ground combustion test the bell-shaped nozzle of the expansion ratio 3.2 was employed to minimize shock waves and flow separation within the nozzle. Test equipments for performance evaluation of GCH_4/LOx thruster include a Thrust Measurement Rig (TMR), Coriolis flow-meters, Data Acquisition and Control System (DACS), Flow Control Valves (FCV's) and sensors. Combustion chambers with aspect ratio

($AR=L_c/D_c$) 1.5, 1.8, and 2.1 were fabricated to observe the performance change according to the AR at a fixed characteristic length of 1.71 m. The nozzle was designed and manufactured by Rao's construction. On the ground firing-test, as the test condition LOx supply pressure increased from 220 psia to 320 psia, the specific thrust and characteristic velocity and their efficiency increased. It is noticeable that chamber aspect ratio is not that influential in thrust performance at the similar chamber pressures: this might be caused by the fixed chamber volume originating from the fixed characteristic length as mentioned earlier, or by mixing characteristics of the gaseous fuel and liquid oxidizer which have a severe difference in mass diffusivity between the two. More scrutiny needs to be made for this indefiniteness. Through the ground hot-firing test of a thruster, we could obtain an operability of stable combustion as well as acceptable performance data. Based on them, fundamental design parameters and test procedures were established that will be used for an optimization of 200 N-class GCH_4/LOx thruster.

I. 서론

1.1 연구배경 및 목적

우주비행체의 추진기관은 인공위성, 우주탐사선 등의 임무수행에 따라 자세제어 및 궤도기동용으로 다양하게 개발되어왔다. 우주환경에서 사용되는 로켓 추진시스템은 화학에너지를 이용한 추진기관과 전기에너지를 이용한 추진기관 등이 있으며[1] 화학식 추진기관의 대표적인 예로 단일추진제와 이원추진제 로켓엔진이 있다. 하이드라진 계열 추진제인 무수 하이드라진(N_2H_4), MMH (Monomethylhydrazine), UDMH (Unsymmetrical Dimethylhydrazine) 중에서 하이드라진은 주로 단일추진제로 사용되는데, 우주공간에서 성능이 우수하며 상온에서 저장 안정성이 높은 특성을 가지고 있지만, 독성이 매우 강해 취급에 어려움이 있다. MMH와 UDMH 등을 연료로 사용하는 이원추진제 로켓엔진은 산화제와 연료를 따로 공급하여 추진제로 사용하며, 화학식 추진시스템 중에서 가장 높은 비추력 및 추력 성능을 가지고 있어 추진제 효율이 중요한 궤도전이에 많이 사용된다. 하지만 추진기관의 개발 및 운용에 있어 최근 환경문제 및 추진제 취급안정성 등이 대두되면서 로켓선진국을 중심으로 환경친화성과 경제성을 아우르는 추진제의 필요성이 부각되고 있다.

액체메탄/액체산소(LCH_4/LOx) 이원추진제 조합은 단일 분자에서 유래하는 메탄의 일관된 물리적 성질로 인해 우주선에서 추진을 위한 유망한 추진제 조합 중의 하나로 주목받아 왔다. 또한, LCH_4/LOx 조합의 밀도 비추력은 LH_2/LOx 보다 2배 크고, Kerosene(RP-1)/ LOx 와는 거의

유사한 비추력 성능을 가지며 또, LOx와 유사한 저온특성을 갖기 때문에 추진기관의 개발 및 운용 비용을 저감 할 수 있어 경제성 측면에서 매우 우수하다. 이 밖에도, 높은 coking margin을 갖는 액체메탄은 냉각제(coolant)로서의 성능이 우수하여 재생냉각 방식으로의 적용이 유리할 뿐만 아니라, 기존의 추진제와 비교하여 안정적인 연소가 가능한 것으로 알려져 있다[2]. 근래에 달/화성 탐사에 대한 관심이 증대됨에 따라 행성의 현지자원활용(In-situ Resource Utilization, ISRU)이 주목받고 있는 가운데 미국항공우주국(NASA)의 과학자들과 엔지니어들은 유인탐사선 및 달착륙선 등의 추진기관으로 CH₄/LOx 엔진을 개발하고 있으며[3-5], Ariane Group은 또한, 400 kN 급 추력실, 가스발생기의 설계 및 제조를 포함하여 CH₄/LOx 엔진 연구개발을 진행 중이다[6]. 이외에도 메탄을 연료로 사용하는 추진기관 개발을 위한 연구는 미국 외 러시아, 일본, 그리고 중국 등에서 활발하게 진행되고 있기도 하다[7-13].

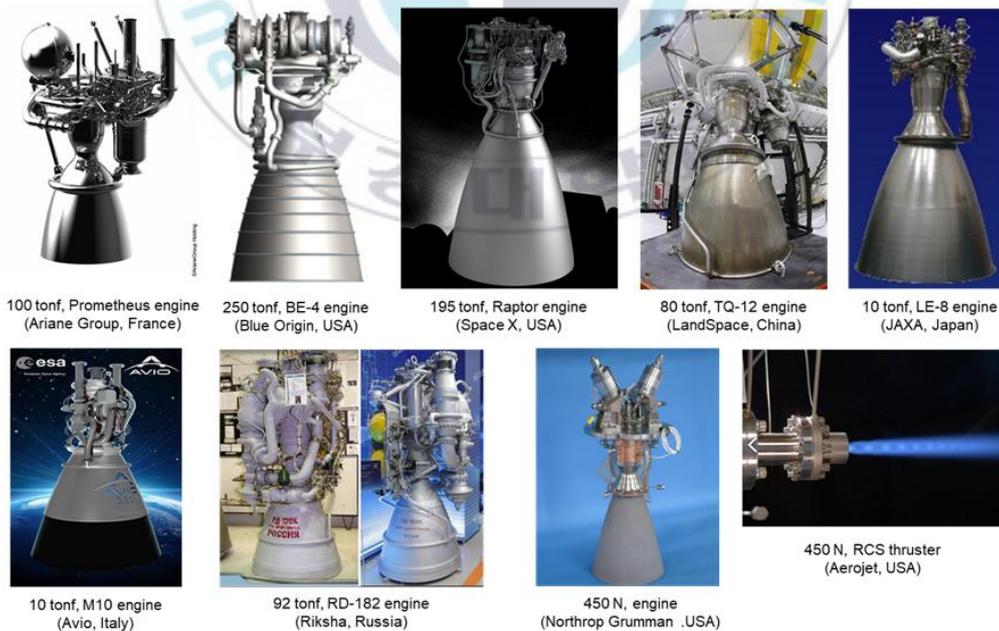


Fig. 1 Overseas LCH₄/LOx Rocket Engines

메탄/액체산소 이원추진제 로켓엔진에 대한 연구는 90년대 후반부터 국내 기업체에서 일부 수행되었으나 엔진개발에 관한 연구가 활발히 이어지지 못하고 있다. 1988년부터 H사에서 NRL 사업과 민군겸용사업의 일환으로 10 ton급 재생냉각방식의 LCH₄ 엔진연구를 시작하였고, 이후 C&Space사에서 터보펌프를 장착한 액체산소/액체메탄(실제로는 Liquefied Natural Gas, LNG)을 추진제로 하는 10 ton급 액체로켓엔진(Fig. 2)을 개발하였다[14]. 국내 대학에서는 현재 가스메탄과 산소를 이용한 분사기의 분무특성 및 예비연소시험에 관한 연구가 기초연구 수준으로 진행되고 있다[15,16].



Fig. 2 CHASE-10 engine (C&Space Inc.)

메탄-산소 이원추진제 소형로켓엔진의 핵심요소 부품인 분사기, 연소실, 그리고 초음속 노즐 등으로 구성되는 추력실의 최적설계제원 도출과 엔진 성능평가 기반 구축에 선행하여 모델연소실을 이용한 기체메탄-기체산소 확산화염의 연소특성과 리세스에 따른 와류/전단 분사기의 성능특성을 선행연구한 바 있다[17-19]. 본 연구에서는 액체메탄을 연료로 하는

이원추진제 소형로켓엔진(bipropellant small rocket engine) 개발에 앞서, 200 N급 기체메탄(gaseous methane, GCH₄)/액체산소(liquid oxygen, LOx) 개발모델 엔진의 설계자료를 확보하고, 이에 따른 추력 성능을 평가하기 위한 핵심기술을 구축하고자 수행된 지상연소시험(ground firing-test) 결과를 제시하고자 한다.

Table 1. CH₄/LOX engine development status

Country	Manufacturer	Model	Stage	Thrust [kN]	I _{sp,vac} [s]	Vehicle
USA	NASA	HD5	Main	19-22	321	Morpheus
		-	RCE	0.02-0.07	-	
	Blue Origine	BE-4	-	2,400	-	New Glenn Vulcan
	Relativity Space	Aeon 1	1st	86.7(SL)	310	Terran 1
		Aeon 1 Vacuum	2nd	100(SL)	360	
	SpaceX	Raptor	1st, 2nd	1700	356	Starship
Raptor		2nd, 1st on Mars	1900	380+		
Russia	NPO Energomash	RD-190	1st	1,000	349	Riksha-0
		RD-185	2nd	179	378	
		RD-182	1st	900	353	Riksha-0,1,2
		RD-183	3rd	9.8	360	
	KBKhA	RD-0162	1st	2,215	356	Soyuz-5
		RD-0124M	2nd	294	348	
		RD-0141	1	2,250	353	Urengoi
		RD-0143A	2st	343	372	
EU	Snecma	MX4000	Main	4,000	360	VOLGA
	Avio	Mira (M10)	3rd	98	362.3	Vega E[23]
	DLR	SE-12	Booster	4,152	348	LFBB
	Ariane Group	Prometheus	1st	1000	-	Ariane 6
Japan	IHI	LE-8	2nd	107	316	-
China	LandSpace	TQ-12	1ST	850	-	-

II. 이론성능해석 및 형상설계

2.1 이론성능해석

액체로켓엔진의 기초 및 상세설계시, 임무고도와 미션을 고려하여 작동요구조건이 결정되므로 추진제 조합 및 작동 요구조건이 명확히 명시되어야 한다. 본 연구의 목표는 주지한 바와 같이 200 N급 소형로켓엔진 개발모델에 대한 설계자료를 확보하는데 중점을 둔다.

엔진의 주요성능은 비추력(specific impulse, I_{sp}) 또는 추력 중량비(thrust to weight ratio), 특성속도(characteristic velocity, c^*) 등이 있으며, 개발단계에서는 로켓엔진의 무게 경량화를 고려하지 않았으므로 비추력과 특성속도로 엔진의 성능을 평가한다. 이상적인 로켓의 이론성능은 adiabatic, isentropic flow, 비점성 유동 등의 가정이 반영되어 있으며, 메탄/산소 이원추진제 소형로켓엔진의 형상설계를 위해 NASA에서 제공하는 CEA (Chemical Equilibrium with Applications)를 활용하여 해석에 필요한 열역학적 물성치를 도출하였다.

Fig. 3은 로켓엔진의 성능에 관계되는 인자들을 도시한다. 추력(thrust, F)은 배출되는 연소가스의 운동량과 외부압력 차이에 의해 발생하는 힘의 합으로 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다.

$$F = \dot{m}v_e + (P_e - P_a)A_e \quad (1)$$

비추력은 1 kg의 추진제가 1초 동안 연소 될 때의 추력을 의미하며,

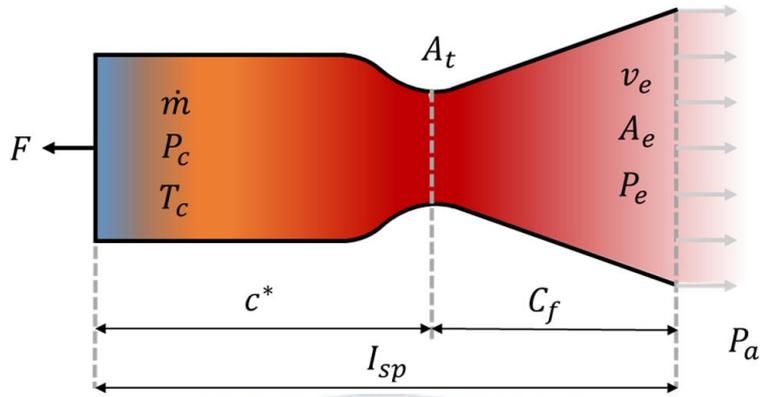


Fig. 3 Parameters of chemical rocket performance

연소실에서의 연소성능과 노즐의 성능과도 관계된다. 따라서 비추력은 Eq. 2과 같이 표현된다. g_o 는 표준중력가속도($=9.80665 \text{ m/s}^2$), \dot{m}_t 은 추진제 유량이다.

$$I_{sp} = \frac{F}{g_o \dot{m}_t} = \frac{c^* C_f}{g_o} \quad [s] \quad (2)$$

특성속도는 Eq. 3과 같이 연소실에서의 압력 P_c 과 노즐 목면적 A_t , 추진제 유량 \dot{m}_t 으로 정의되며, 화학식 로켓추진기관의 연소성능지표로서 분사기의 미립화 성능과 밀접한 관계를 가지며, 노즐의 성능특성과 독립적이다.

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_t} \quad [m/s] \quad (3)$$

추력계수(thrust coefficient, C_f)는 연소실압력 P_c , 노즐 출구압력 P_e ,

외부압력 P_a , 그리고 비열비(specific heat ratio, γ)와 노즐 팽창비(expansion ratio, ε)의 함수로 정의되며 Eq. 4과 같이 정의된다. 팽창비 ε 는 Eq. 5와 같이 노즐 목면적 A_t 에 대한 노즐 출구면적비 A_e 로 정의된다.

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \varepsilon \left[\frac{P_e - P_a}{P_c} \right] \quad (4)$$

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad (5)$$

따라서 로켓엔진의 성능은 연소압력이 증가할수록 최대 진공비추력은 증가하나, 해당압력에 준하는 압력용기의 두께가 증가하고 이는 추진기관의 성능과 직결된다. 또한 진공환경에서 노즐팽창비가 증가할수록 비추력이 증가하나, 로켓엔진시스템의 형상, 운용고도 및 임무특성 등을 고려하여 선정되어야 한다. 목표추력과 연소실압력, 임무고도에 따른 외부압력이 결정되면 Eq. 2에서 Eq. 5로부터 이론적인 목면적과 추진제유량을 도출할 수 있다.

공칭추력 200 N인 로켓엔진의 이론성능해석을 위해 현재 상용되고 있는 소형로켓엔진의 일반성능규격을 참고하였으며, 상용기계부품규격을 만족하는 연소실압력과 추진제 저장용기의 설계압력을 고려하여 연소실 압력은 209 psia(=1.44 MPa), 노즐팽창비는 50으로 선정하였다.

추진제 혼합비에 따른 비추력 I_{sp} 및 화염온도를 Fig. 4에 도시한다. 추진제의 완전연소만을 고려했을 때 이론당량비에 해당하는 $(O/F)_{mass} = 4.0$ 에서 가장 높은 비추력성능을 기대할 수 있으나, 화학평형 해석에

의하면 이론당량비 이하(연료과농상태, fuel-rich condition)의 추진제 혼합비에서 가장 높은 비추력이 도출된다. 즉, 연소압 209 psia에서 최대 비추력 및 화염온도는 메탄/산소의 이론당량비 보다 낮은 조건에서 도출되었으며, 이는 반응물의 해리와 그로 인한 정미 발열량의 감소에 기인한 것으로 연소실 $(O/F)_{mass}=3.3$ 에서 최대비추력, $(O/F)_{mass}=3.7$ 에서 최대단열화염온도가 나타나는 것이 확인된다. 이는 온도가 높아질수록 그리고 추진제 혼합비가 이론당량비에 수렴할수록 증가하는 것으로 알려져 있다[24].

지상연소시험용 노즐의 경우 대기압으로 인해 진공비추력과 차이가 발생하므로 이에 대한 성능분석이 필요하다. 따라서 지상비추력 $I_{sp,amb}$ 는 팽창비 $\epsilon=3.2$ 에서 $(O/F)_{mass}$ 에 따른 비추력을 도출한 결과로

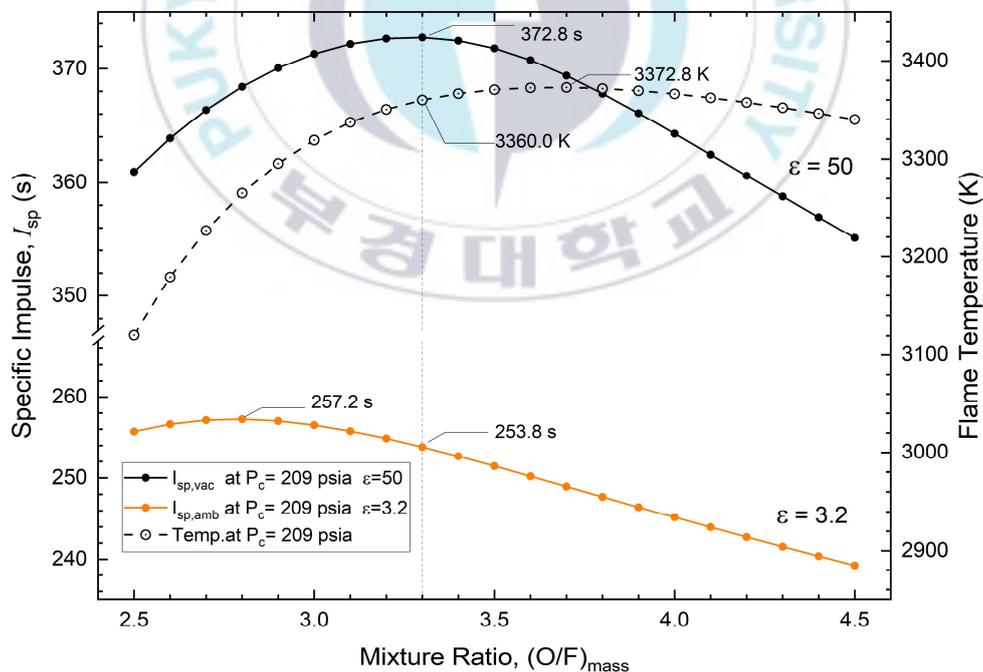


Fig. 4 I_{sp} and flame temperature profiles with varying $(O/F)_{mass}$ and chamber pressure

$(O/F)_{mass}=2.8$ 일 때 최대비추력인 $I_{sp}=257.2$ s를 갖고, $(O/F)_{mass}=3.3$ 에서 $I_{sp,amb}=253.8$ s를 갖는 것이 확인된다. 공칭추력은 정상상태 진공환경 기준으로 200 N, 지상환경(sea level) 136 N이다.

Table 2는 이에 따른 200 N급 GCH₄/LOx 로켓엔진의 이론성능을 요약한다.

Table 2. Theoretical performance of 200 N-class GCH₄/LOx small rocket engine

Parameter	Specification	
	Vacuum	Ambient
Chamber pressure, P_c	209 psia (=1.44 MPa)	
Mixture ratio*, $(O/F)_{mass}$	3.3	
Total mass flow-rate, \dot{m}_t	54.7 g/s	
Specific impulse, I_{sp}	373.2 s	263.1 s
Thrust, F	200 N	136 N
Nozzle expansion ratio, ε	50	3.2

* $(O/F)_{stoich}=4.0$

2.2 로켓엔진 형상설계

2.2.1 노즐 설계

초음속 노즐은 고고도 혹은 우주공간에서의 작동을 목표로 팽창비 50으로 설계되었으나, 고진공환경의 연소시험을 진행하기에는 많은 비용이 소요되므로 지상연소시험을 통해 진공에서의 작동성능을 유추하게 된다. 따라서 성능검증 단계인 지상연소시험시 노즐 내부에 충격파 및 유동박리의 발생을 최소화할 수 있도록 노즐 출구압력과 외부압력을 동일하게 설계하여 노즐의 팽창비를 결정하였다.

로켓엔진의 노즐은 크게 콘형(cone-type), 벨형(bell-type), 환형(annular-type) 노즐로 분류된다. 콘형 노즐은 Fig. 5과 같이 노즐목 이후에 일정한 팽창각을 가지며 유동장이 형성되기 때문에 추력손실이 발생하게 된다. 이때 적용되는 수정계수(correction factor, λ)는 Eq. 6과 같으며, 노즐설계시 고려된다

$$\lambda = \frac{1 + \cos\alpha}{2} \quad (6)$$

$$L_n = k \cdot \frac{R_t(\sqrt{\epsilon_c} - 1) + R_e(\sec\theta_i - 1)}{\tan\theta_i} \quad (7)$$

콘형 노즐의 길이는 Eq. 7로 정의되며, L_n 은 노즐 길이, R_t 는 노즐목 반경이며 R_e 는 노즐출구반경, θ_i 은 노즐의 초기확산반각(nozzle initial half-angle), 그리고 θ_e 은 출구확산반각(nozzle exit half-angle)이다.

일반적으로 콘형 노즐은 $\theta_i=15^\circ$ 에서 무게, 길이, 성능측면에서 가장 좋은 효율을 가진다[20].

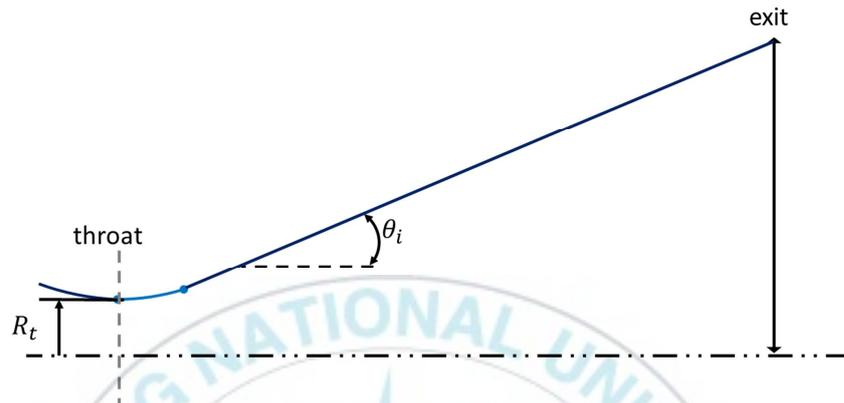


Fig. 5 Schematic and design parameters of cone-type nozzle

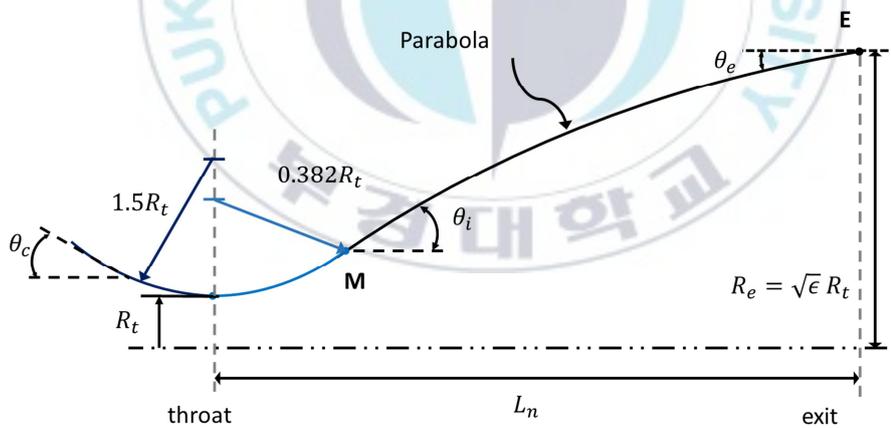


Fig. 6 Schematic and design parameters of bell-type nozzle

벨형 노즐은 노즐의 목부터 출구까지 포물선의 형태를 가지며 Rao에 의해 제안된 설계방법[21]이 대표적이다. 이때 벨형 노즐의 수정계수는 Eq. 8과 같다.

$$\lambda = \frac{1 + \cos\left(\frac{\theta_i + \theta_e}{2}\right)}{2} \quad (8)$$

Fig. 7은 확산반각 15°인 콘형 노즐길이를 기준으로 벨형 노즐의 상대길이비와 팽창비에 따른 수정계수를 나타낸다.

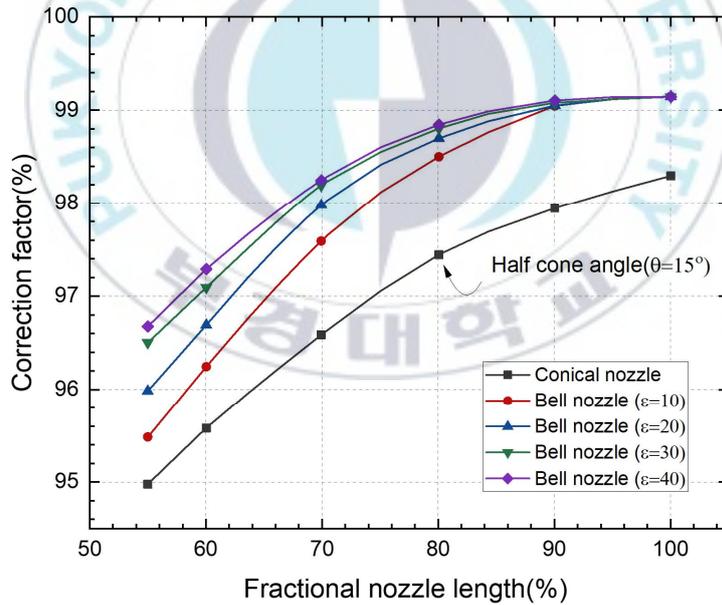


Fig. 7 Correction factor with various fractional nozzle length[20]

2.2.2 연소실 설계

연소기의 노즐 축소비(contraction ratio, A_c/A_t)는 노즐 목단면적에 대한 연소실 단면적의 비로 정의되며, 이에 따라 추력기의 형상과 성능이 변화한다. 팽창비 50, 연소압 209 psia에서 노즐축소비에 따른 진공비추력을 Fig. 8에 도시한다. 축소비 1에서부터 3까지는 비추력의 변화가 다소 크게 나타나는 것으로 보이나, 축소비 4 이상은 372.77 s로 수렴하는 것이 확인된다.

추력실의 부피와 노즐의 목면적의 비로 정의되는 특성길이(characteristic length, L^*)는 추진제의 분사, 혼합, 기화 그리고 추진제의 화학반응율(chemical reaction rate)에 관계하는 유동체류시간(flow residence time)에 직접적으로 영향을 미친다. 연소실 설계의 핵심인 L^* 는

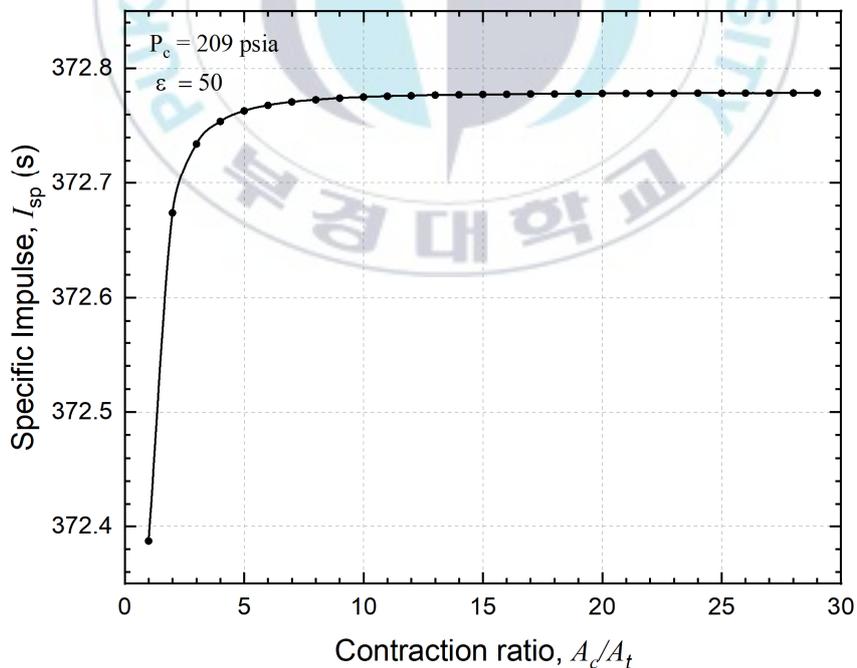


Fig. 8 Specific impulse according to contraction ratio

이론성능해석으로 얻은 물성치를 바탕으로 Spalding의 1차원 액적기화식을 통해 산출했으며, 계산의 핵심 변수인 액적반지름은 유사연구에서 측정된 값을 근거하여 95 μm 로 가정했다[22]. 축소비는 특성길이에 영향을 주는 연소실 직경 A_c 와 관계되므로, 이를 고려하여 결정하여야 한다.

특성길 이와 노즐축소비가 결정되면 연소실 부피인 Eq. 9를 통해 연소실의 형상을 결정할 수 있다.

$$V_c = \frac{\pi}{24} \left[6L_c D_c^2 + \frac{D_c^3 - D_t^3}{\tan\theta_c} \right] \quad (9)$$

2.2.3 분사기 설계

분사기(Injector)는 산화제와 연료의 혼합(mixing)과 미립화(atomization) 특성을 결정하는 역할을 하며 가능한 정상상태의 완전연소가 이루어지도록 연료와 산화제를 연소실 내로 균일하게 분사시키는 것이 목적이다. 분사기 설계는 로켓엔진의 목적, 추진제의 조합, 연소실과 다른 엔진 부품과 상호 복잡하게 관련되며, 연소안정성과 연소효율에 대한 높은 작동신뢰도가 요구된다. 분사기는 충돌형(impinging-type), 와류형(swirl-type)과 전단형(shear-type) 등으로 나뉘며, 본 연구에서는 미립화 성능이 우수하고 안정된 연소특성을 가지는 동축형 단일 와류분사기 형상을 사용하였다. 동축형 단일 와류분사기는 넓은 작동 조건에도 불구하고 연소불안정성이 적어 전단형 분사기 형상에 비해 연소효율을 높일 수 있는 장점을 갖는다[25]. 분사기의 설계는 Principle of Maximum Flow와 Ideal Liquid Theory에 의해 유도된 식을 바탕으로 설계하였다[23]. 분사기의 분무각은

선행연구로 진행했던 분사기의 시험결과를 바탕으로 60°로 가정했다[13].

단일 분사기의 미립화 및 혼합 성능이 연소실 벽면에 의해서 방해받지 않고 노즐축소비에 영향을 최소화하기 위해 연소실의 직경을 늘려 축소비 17, 19, 20인 연소실을 설계/제작하였고, 이에 해당되는 연소실의 종횡비(aspect ratio, $AR=L_c/D_c$)는 각각 1.5, 1.8, 2.1에 해당된다. 이는 본 시험에 사용된 분사기는 중심부에서 액체산소가 와류를 가지고 분사되고 환형부에서는 기체메탄이 와류 없이 jet 분사가 이뤄진다. 분사기는 STS(STainless Steel) 316L로 제작되었으며 연소챔버와 초음속 노즐은 높은 화염온도를 고려하여 내열성이 높은 Inconel 625 재질로 제작하였다.

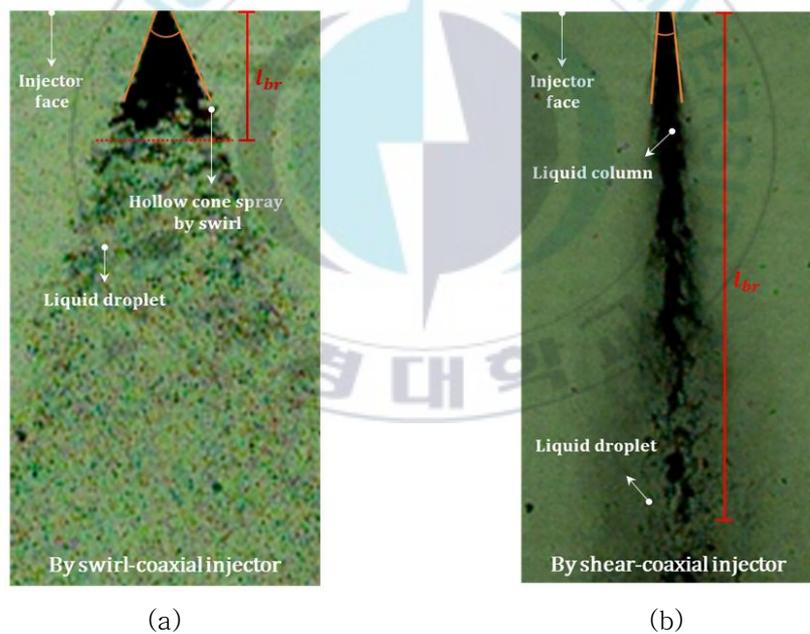


Fig. 9 Spray configuration of coaxial swirl injector(a) and shear injector(b)

Ⅲ. 시험 장치 및 방법

3.1 추력측정장치

추력측정장치(Thrust Measurement Rig, TMR)는 연소가스의 반발력으로 발생하는 추력을 측정하는 시험장비로써 시험물을 지지하고 추력성분의 개수에 따라 1분력 측정장치 또는 다분력 측정장치로 구분할 수 있다. 설계된 추력측정장치는 레일시스템을 이용한 수직형 1분력 측정장치로, Fig. 10과 같이 추력을 측정하는데 프레임(frame), 지지부(support frame), 로드셀(load cell), 교정시스템(calibration system) 등으로 구성된다. 또한, 공급배관은 극저온환경에서의 내압성을 갖는 금속 계열의 튜브이어야 하므로 필연적으로 일정 수준의 강성(rigidity)을 가지며 로켓엔진에 접속된다. 이러한 특징을 내포하는 추력측정장치의 로드셀은 시험대의 중량과 추진제 공급배관 및 케이블의 상호간섭으로 일정한 하중이 작용되며, 시험대(test bed)와 수직 가이드 레일(rail)간의 추가적인 마찰저항으로 인해 전달되는 겉보기 추력(apparent thrust)을 감소시킬 뿐만 아니라 로드셀의 히스테리시스에도 영향을 미친다. 따라서 이와 같은 인자들의 영향을 포함하여 로드셀을 교정하기 위해, 교정용 추(calibration mass)를 사용하는 scale force measurement 방법을 이용하여 보정곡선을 산출한다. 연소시험준비가 완료되면 엔진과 계측기에 관계하는 모든 부속물들이 연결된 상태에서 교정용 추를 단계별로 적재하여 TMR의 정밀보정을 수행하는데 Fig. 11은 그와 같이 얻은 전형적인 보정곡선을 도시한다.

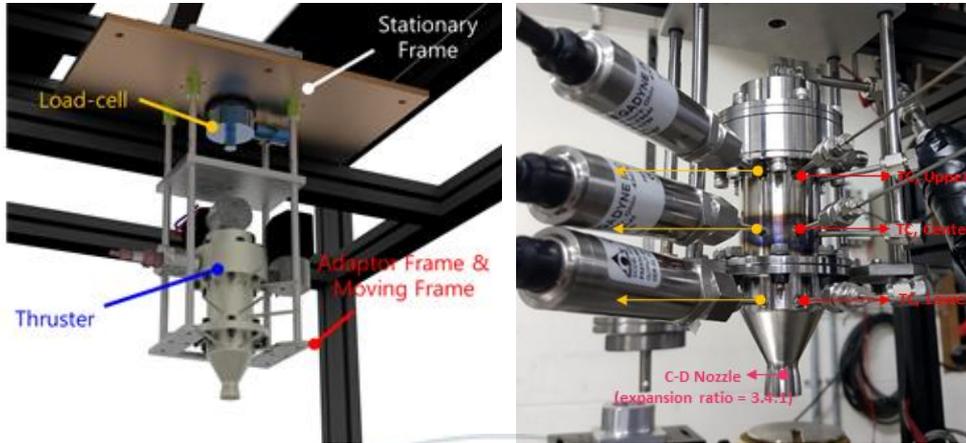


Fig. 10 Configuration of TMR

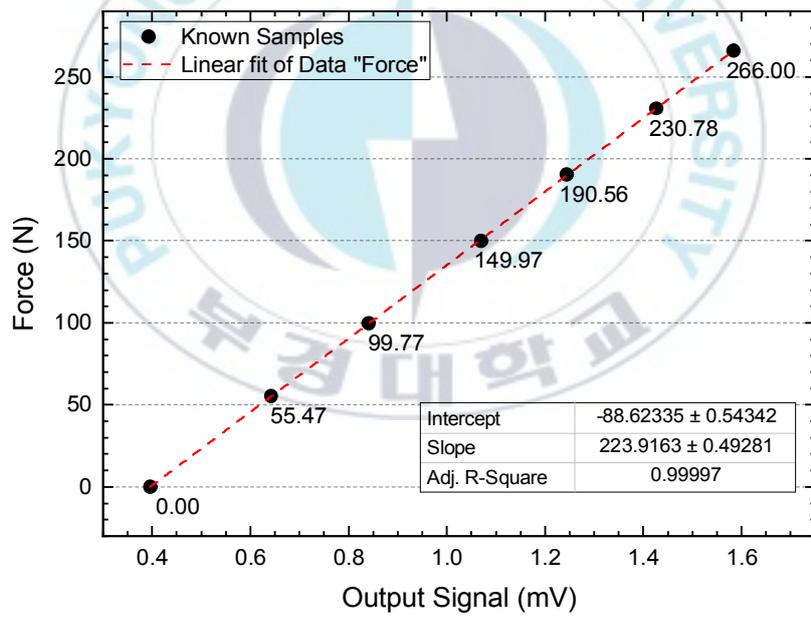


Fig. 11 Calibration of curve

3.2 시험장치 구성

GCH₄/LOx 소형로켓엔진의 성능평가를 위한 시험장치는 소형로켓엔진(Fig. 12), 정밀추력측정장치(Thrust Measurement Rig, TMR), 정밀유량계, 데이터 수집 및 제어장치(Data Acquisition and Control System, DACS), 각종 유량제어밸브(Flow Control Valve, FCV) 및 센서(sensor), 그리고 연료 및 산화제 공급장치로 구성되며, 이를 Fig. 13과 14에 도시한다.

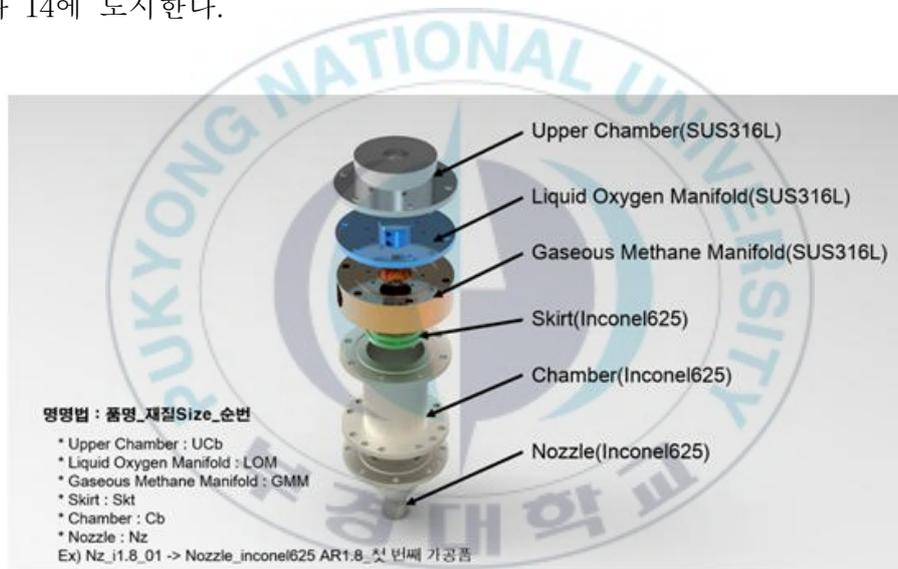


Fig. 12 Configuration of Small rocket engine

소형로켓엔진은 단일 동축형 와류분사기, 토치 점화기, 연소실, 그리고 초음속 노즐 등으로 구성되어 있다. 연소실에서 추진제가 연소하는 동안 가능한 한 완전연소를 위해 추진제 미립화 성능이 우수하고 연소불안정성이 적은 와류분사기를 사용한다.

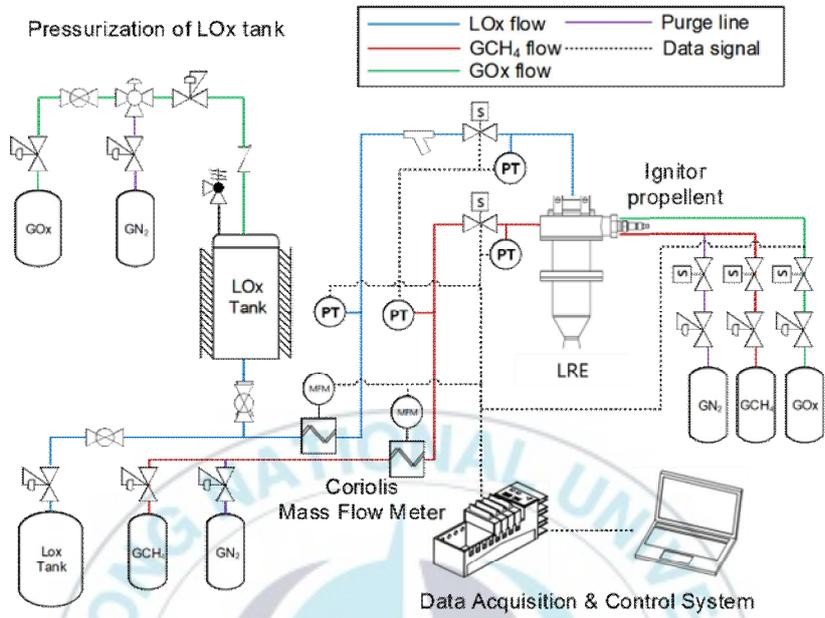


Fig. 13 Schematic of experimental setup

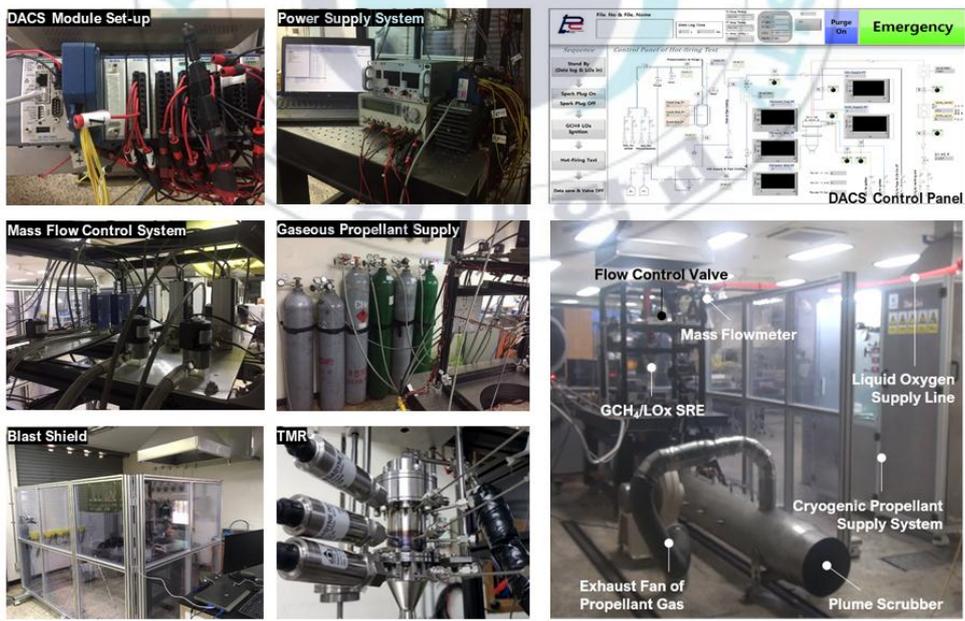


Fig. 14 Experimental setup

점화형식은 토치 스파크 점화기(torch spark igniter)를 사용하여 내부점화가 이루어진다. 산화제 공급부는 외부로의 열전달을 최소화하기 위해 단열재로 마감하였으며 기체산소로 가압하여 공급한다. LOx 공급배관의 냉각과 함께 산화제의 선공급 후 점화기가 작동되며, 이후 GCH₄가 주입되어 로켓엔진이 작동된다. GCH₄의 시험유량조건은 약 10 g/s(설계유량의 약 80%)로 유지하여 산화제 공급압력의 변화를 통해 단계적으로 추진제 유량을 조절하였다. 이는 200 N급 GCH₄/LOx 로켓엔진의 기초 시험데이터 확보를 위해 이론설계점이 아닌 탈설계점에서 시험결과를 바탕으로 산화제 공급압력 및 연소실 중형비를 시험변수로 적용한 성능평가로써 기술된다.

추진제 공급압력에 따른 정상상태 연소모드에서 획득된 시험데이터를 바탕으로, 정밀 보정과정을 거쳐 변환된 정미 추력(thrust), 추진제 유량, 그리고 비추력(specific impulse, I_{sp}) 및 특성속도(characteristic velocity, c^*) 등을 도출하였다. 시험으로부터 획득한 추력 데이터를 바탕으로 비추력을 도출하기 위해서는 정확한 추진제 공급유량을 측정하는 것이 중요하므로, 엄밀한 보정과정을 거친 정밀도 0.1%의 코리올리 유량계를 사용하여 유량을 측정하였다.

Fig. 15는 시험 전후 99.76 N의 무게를 가지는 보정용 추를 가지고 Pre-Post calibration(PPC)을 실시한 결과를 포함하는 추력선도로서, 최종 평균추력의 보정에 PPC를 반영함으로써 연소시험환경의 변화에 기인할 수 있는 TMR의 변이를 추가로 고려하여 추력측정의 정밀도를 제고한다.

본 논문에서 기술하는 연소시험에 사용된 로켓엔진은 막냉각시스템이 적용되지 않아 부품손상 및 안전을 고려하여 연소시간을 7초 이내로 제한하였다. 연소기 및 초음속 노즐의 냉각을 위해 막냉각이 적용되는 조건과 비교자료로 활용하기 위해 냉각은 heat sink 방식으로 진행하였다.

실험과정에서의 압력, 추력, 유량 데이터 등은 DACS를 통해 100 Hz로 샘플링하여 실시간 저장된다.

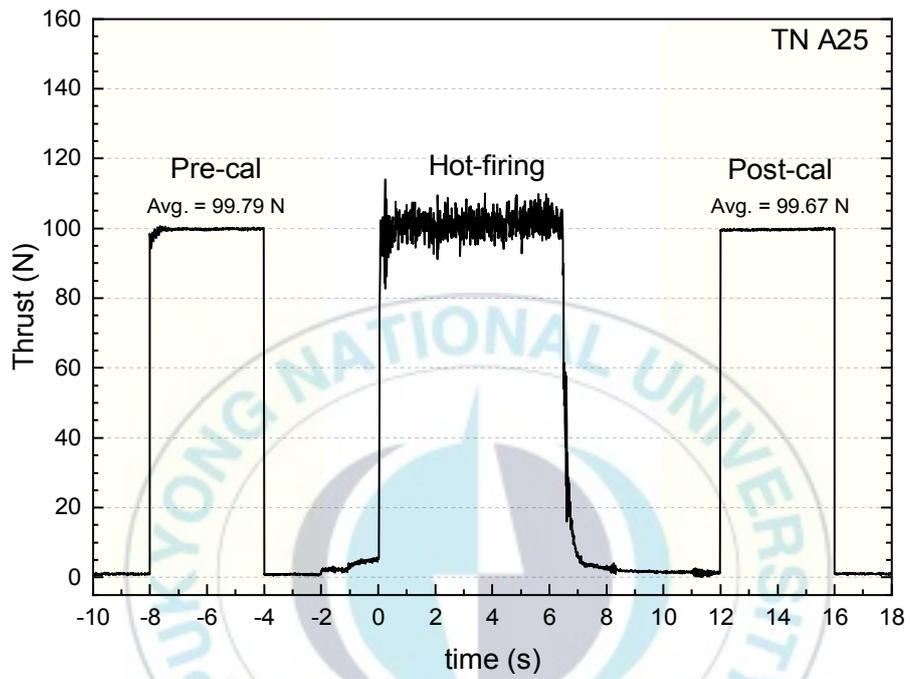


Fig. 15 Typical thrust curve with pre- and post-calibration data

IV. 지상연소시험 성능평가

본 논문에서는 산화제 공급압력 및 연소실 종횡비를 시험변수로 적용한 성능평가 결과가 기술된다. 정상상태 연소모드(steady-state firing mode)로 수행된 연소시험을 통해 시험모델별 추진제 유량, 추력, 비추력 및 특성속도 등을 정량적으로 비교하고 그 성능을 검증하고자 한다.

종횡비 AR 2.1, $L^*=1.71$ m 모델의 연소시험에 대한 추력, 추진제 질량유량 및 연소실 압력을 Fig. 16에 그 연소시험형상을 Fig. 17에 각각 도시한다. 산화제 공급압력(LOx supply pressure, $P_{s,o}$)은 산화제 주

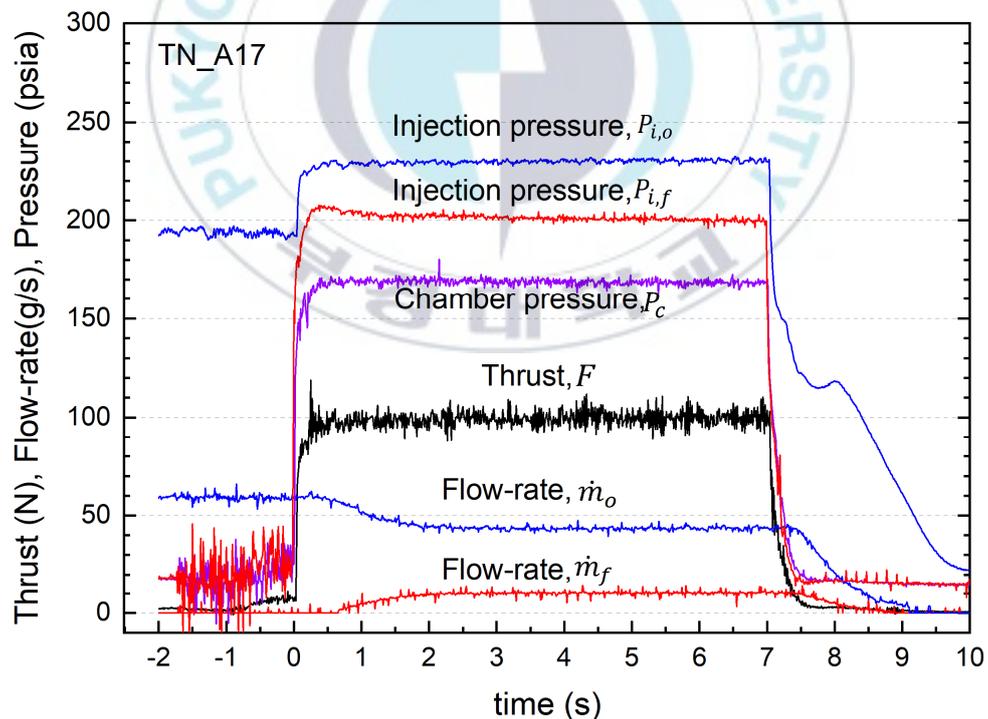


Fig. 16 Variational behavior of thrust, propellant supply pressure, chamber pressure, and mass flow-rate at steady-state mode

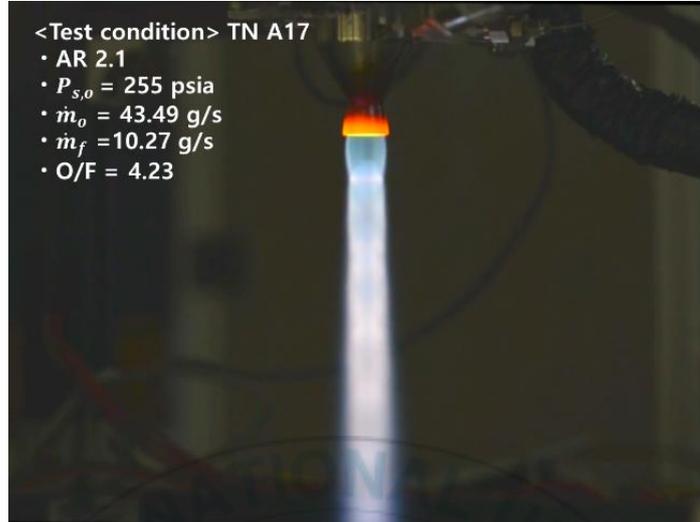


Fig. 17 Firing configuration of GCH₄/LOx small rocket engine

공급밸브 전단의 압력이며, 산화제 주입압력(LOx injection pressure, $P_{i,o}$)은 산화제 주밸브 후단과 분사기 전단의 압력을 측정하는 것이다.

시험에 사용된 엔진은 밸브의 개구(opening)와 동시에 400 ms 전후의 압력상승시간을 거쳐 안정적인 추력성능을 보인다. 압력과 추력은 각각 상대표준편차 1%와 5% 이하의 변동률을 보인다. 산화제 주입압력 이 연소시험 작동 종료 후 비선형적인 tail-off 양상을 보이는데 이는 산화제 주 공급밸브에서부터 분사기 면에 이르는 공급계통의 용적에 해당하는 드리블 볼륨(dribble volume)내에 액체산소의 증발로 인한 영향으로 판단된다. 또한, 점화전 계측된 데이터로부터 점화기에 유도된 고전압의 영향으로 노이즈가 발생한 것이 확인된다.

연소실 중형비 및 산화제 공급압력변화에 따른 각 엔진의 평균추력과, 추진제유량 및 압력, 그리고 그에 따른 비추력 및 특성속도 등의 성능변수들은 엔진 작동 종료전 4초간의 계측, 데이터를 대상으로 보정처리하는데, Table 3은 그 시험조건 및 성능변수들을 정리하고 있다.

Fig. 18은 종횡비 1.8 모델의 산화제 공급압력에 따른 추진제의 유량변화 및 추력거동을 나타낸다. 고정된 메탄유량 약 10 g/s에서 산화제 공급압력을 증가시킨 결과, 추진제 총 유량 및 연소압력의 증가로 추력이 상승하는 것이 확인된다. Fig. 19에서 볼 수 있듯이, 종횡비 변이(AR 1.5, 1.8 및 2.1)에 따른 추력거동의 변화는 매우 적은 것으로 확인된다. 이는 고정된 연소실 특성길이에 기인하는 일정한 연소실의 체적(화학반응공간)의 결과로 판단된다.

Table 3. Ground hot-firing test condition

Test No.	Aspect Ratio	Pressure (psia)		Flow-rate (g/s)			F (N)	I_{sp} (s)	c^* (m/s)
		LOx Supply	Chamber	LOx	GCH ₄	$(O/F)_{mass}$			
		$P_{s,o}$	P_c	\dot{m}_o	\dot{m}_f				
A05	1.8	220	156.2	39.34	10.68	3.68	89.2	181.8	1494.2
A07	1.8	255	170.2	43.70	10.52	4.15	99.9	187.8	1502.0
A08	1.8	320	199.1	52.33	10.50	4.98	120.8	196.1	1516.2
A16	2.1	220	151.7	39.43	10.27	3.84	88.0	180.5	1460.5
A17	2.1	255	168.9	43.49	10.27	4.23	99.3	188.3	1503.5
A18	2.1	320	190.3	54.61	10.15	5.38	114.8	180.7	1405.8
A21	1.5	220	154.7	39.61	10.14	3.91	89.0	182.4	1487.6
A25	1.5	255	170.4	44.05	10.42	4.23	101.8	190.5	1496.5
A27	1.5	320	198.4	51.70	10.65	4.85	120.6	197.2	1522.8

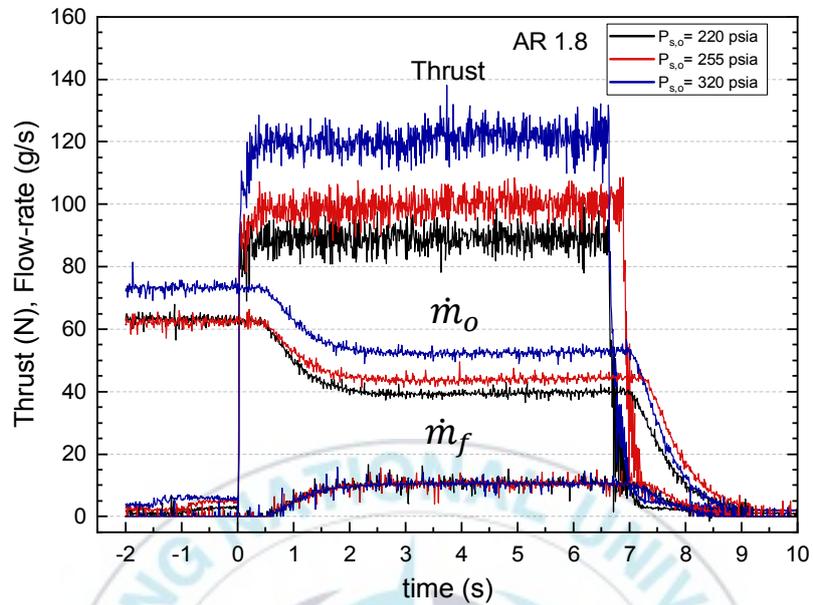


Fig. 18 Variation of thrust and propellant flow-rate according to oxidizer supply pressure

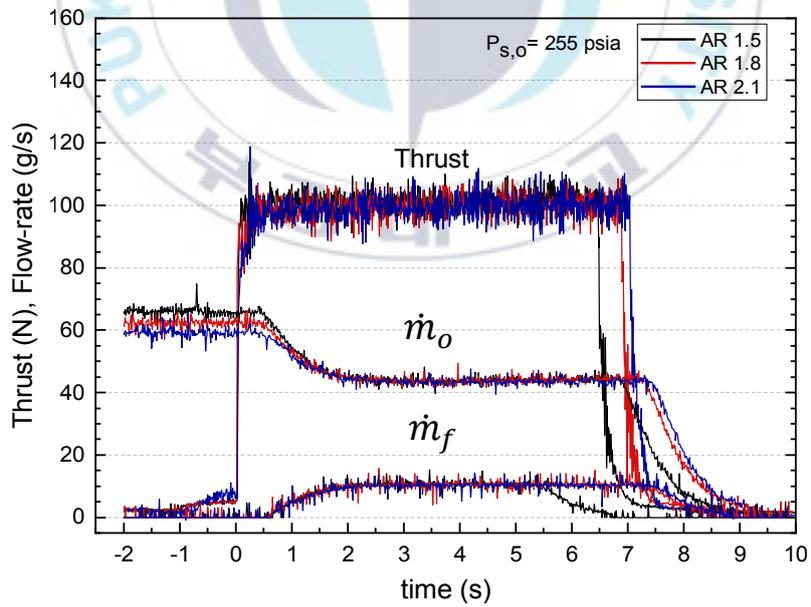


Fig. 19 Variation of thrust and propellant flow-rate according to aspect ratio

특성길이 L^* 는 추진제의 혼합도, 액적의 기화시간 그리고 추진제 체류시간 등을 결정하는 매우 중요한 변수이기 때문에 최적값 이상의 특성길이는 연소효율의 지표인 특성속도 c^* 를 향상시키나, 연소실의 체적 및 질량의 증가, 복사에 의한 열손실, 그리고 연소가스의 벽면마찰 증가 등에 따른 추력손실을 야기한다. 따라서 엔진의 목표성능 구현을 위해 특성길이에 종속하는 연소성능을 분석할 필요가 있다.

Table 3에 나타내는 시험성능(비추력 I_{sp} , 특성속도 c^*)을 Fig. 20에 도시하고 CEA로 도출한 이론성능으로부터 이들의 효율(efficiency, η)을 비교한 결과를 Fig. 21에 나타냈다.

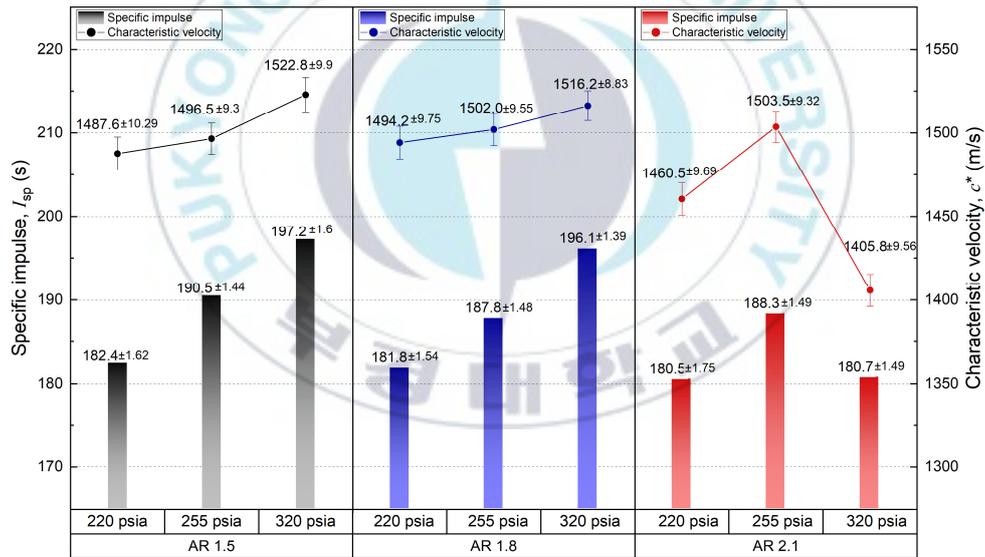


Fig. 20 Characteristic velocity and specific impulse

로켓엔진의 성능을 나타내는 비추력 I_{sp} 는 특성속도 c^* 와 추력계수(thrust coefficient, C_f)의 곱으로도 표현된다. 비추력을 도출하기 위해 측정된 평균추력 및 추진제유량을 Eq. 2에 대입하여 산출하였으며 또한,

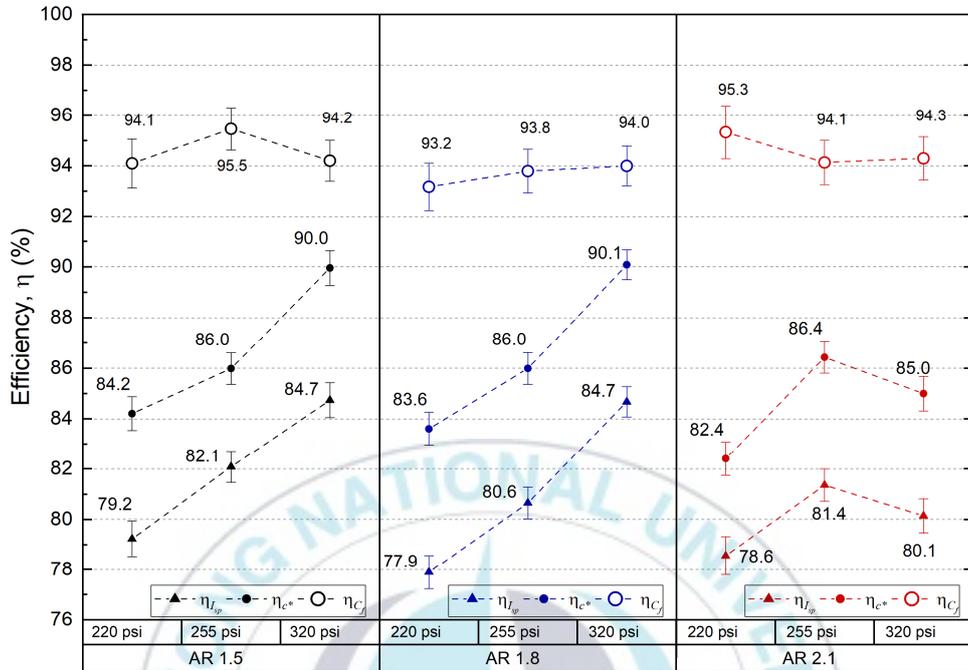


Fig. 21 Efficiency of thrust coefficient, specific impulse and characteristic velocity

노즐성능과 관계없이 로켓엔진의 연소성능에 관계되는 특성속도 c^* 는 연소시험에서 측정된 연소실 압력과 노즐 목면적, 그리고 추진제 유량을 Eq. 3에 대입하여 산출하였다.

TN-A18의 경우를 제외하고 산화제 공급압력 220 psia에서 320 psia로 증가함에 따라 특성속도 c^* 및 효율 η_{c^*} 이 상승하는 것이 확인된다.

Fig. 22는 연소실내 화학평형계산(CEA)의 이론성능으로 연소실내 화학반응은 평형상태(equilibrium)로 가정하여, 연소압력과 추진제 혼합비에 따른 특성속도를 도시한 것이다. LOx 유량증가에 따라 연료과농조건에서 연료희박조건으로 $(O/F)_{mass}$ 가 증가하였음에도 Fig. 18과 같이 특성속도는 감소하지 않고 오히려 증가하는 경향이 확인되는데 이는

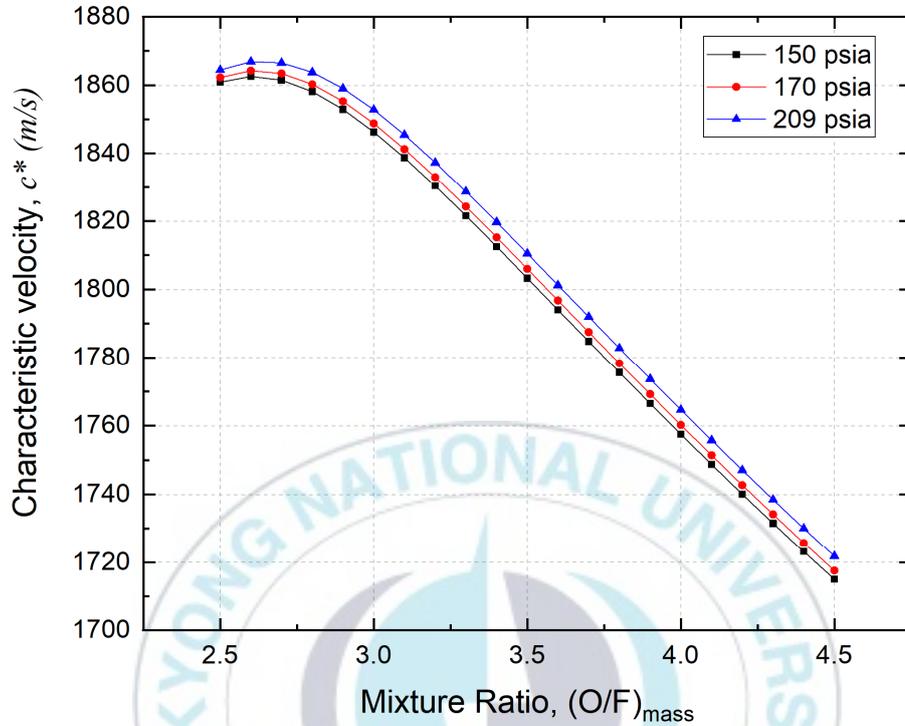


Fig. 22 Characteristic velocity according to propellant mixture ratio

분사기에서 상대적으로 큰 모멘텀을 가진 LOx가 연소실에서 메탄과의 모멘텀교환으로 혼합을 증대시키고, 미립화가 향상됨에 따라 연소효율이 증가하여 나타난 결과로 판단된다. 비추력과 그 효율은 특성속도가 향상됨에 따라 그와 유사하게 증가하였다.

또, 특성속도 효율에 비해 비추력 효율이 크게 낮은 것은 지상연소시험 시 이론설계점에서의 시험조건이 아닌 탈설계점에서의 작동조건이므로 Eq. 2과 같이 노즐성능에 관계되는 추력계수 C_f 에서의 효율감소에서 비롯된 것으로 확인된다.

TN-A18의 경우 비추력 및 특성속도가 일반적인 경향에서 벗어난 것이 확인되는데 이는 해당 센서포트에서 leak를 확인한 바, 연소압 손실의

영향으로 판단된다. 동일 공급유량임에도 연소압이 낮을 경우 특성속도의 저감이 예측되는 바, 추후 지상연소시험시 해당 내용을 재고할 수 있을 것으로 판단된다.

상압기준에서 기체메탄의 열확산도(thermal diffusivity, $\alpha_{@300K} \approx 2.34 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$)가 액체메탄($\alpha_{@sat,liquid} \approx 1.29 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$)에 비해 180배 이상 높기 때문에[26], 추진제 잔류시간 및 동일한 특성길이를 가진 연소실의 종횡비 변화에 따른 비추력 및 효율은 근소한 차이만이 관찰된다.



V. 측정불확도 평가

개별데이터 수집과 평가지표에 맞는 데이터를 처리하여 평가결과를 도출함에 있어 발생할 수 있는 오차요인 및 성능변수 측정시 확실한 요인에 대한 고려없이 평가를 진행하므로 성능평가 결과도 일정수준의 오차를 내포하게 된다. 이에 따라 최종평가결과의 신뢰도에 대한 문제가 발생할 수 있으므로 불확도가 항상 존재하는 것을 가장 큰 문제점으로 지적할 수 있다. 따라서 통계적 분석을 통해 측정결과에 합리적인 신뢰를 부여하고 타당성을 확보하고자 측정불확도 평가를 실시하였다. 측정결과 신뢰의 척도로 오차, 정밀도, 정확도 등의 여러 용어로 사용되어 왔으나, 측정불확도는 측정결과의 품질을 정량적으로 나타내기 때문에 측정결과 중에서 매우 중요한 특성 중 하나이다. 이러한 특성의 정확한 표기를 위하여 1993년에 국제표준화 기구에서 발행한 측정불확도 표현 지침서(Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement, GUM)'에 따라 기술하기로 한다[27].

추진제 유량은 공급라인에 유량계를 사용하면 간단히 측정되나, 로켓엔진의 추력의 경우 노즐에서 분출되는 고온 고속의 제트속도 분포를 정확히 측정하는 것이 어렵기 때문에 로드셀에 가해지는 힘으로부터 추력값을 도출하게 된다. 실제 데이터 측정에는 다양한 불확도의 원인들이 있으나 본 연구에서는 외적요인에 의한 측정에서 일어나는 변동과 이를 계측하는 센서 및 구동장치에 대해 측정불확도 분석을 수행한 결과를 제시한다.

측정결과의 불확도를 계산하기 위해서는 Fig.23과 같이 1)수학적 모델식의 설정 2)요인별 표준불확도의 산출, 3) 합성표준불확도의 계산

4) 확장불확도의 계산과정을 거쳐야 한다.

불확도 전파 및 합성을 위하여, GUM의 표준안에 제시된 방법은 1차 Taylor 급수 전개를 이용한 근사식에 기반하며, GUM 표준안에 근거한 불확도 성분의 평가는 반복측정된 값들에 대하여 표본자료의 도수분포에 근거한 확률밀도함수로부터 계산되는 A형 불확도 평가(Type A evaluation of uncertainty)와 표본자료의 통계적인 분석이 아닌 다른 정보에 근거하여 가정한 확률분포로부터 계산하는 B형 불확도평가(Type B evaluation of uncertainty)로 구분되며 이 두 유형의 불확도는 하나의 합성불확도로 나타낼 수 있다.

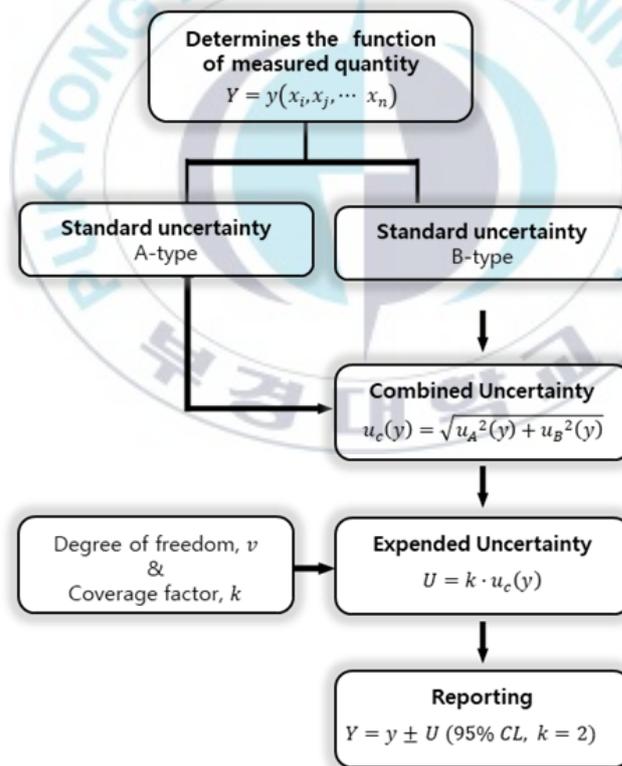


Fig. 23 Measurement uncertainty process

관계식(data reduction equation)으로부터 도출되는 추정값의 합성표준불확도(combined standard uncertainty,)는 측정결과와 추정된 표준편차이며 RSSM(Root Sum Square Method)에 따라 합성한 것으로 Eq. 5와 같이 표현된다. 이는 입력량이 독립적이거나 상관관계가 없을 때에만 유효하며, 그렇지 않을 경우 Eq. 11와 같이 공분산항을 적용하여 구한 합의 양의 제곱근과 같다.

$$u_c(y) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left[\left(\frac{\partial y}{\partial x_i} \right) \cdot u(x_i) \right]^2} \quad (10)$$

$$u_c(y) = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left[\left(\frac{\partial y}{\partial x_i} \right) \cdot u(x_i) \right]^2 + 2 \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n \frac{\partial y}{\partial x_i} \frac{\partial y}{\partial x_j} r(x_i, x_j) u(x_i) u(x_j)} \quad (11)$$

x_i 는 불확도 인자, $u(x_i)$ 는 x_i 의 표준불확도이며, c_i 는 감도계수(sensitivity coefficient)로 관계식에 대한 편미분항이다. $r(x_i, x_j)$ 는 $u(x_i)$, $u(x_j)$ 의 상호의존성을 나타내는 상관계수(correlation coefficient,)로 $-1 \leq r(x_i, x_j) \leq 1$ 구간의 값을 가진다.

\dot{m}_o , \dot{m}_f , P_o , F 의 측정값에 대하여 A형 표준불확도 $u_A(x)$ 는 Eq. 7과 같이 샘플링된 데이터수($n=400$)를 가진 표본평균의 표준편차 $s_A(x)$ 를 도출하고 측정횟수의 제곱근으로 나눈값을 적용한다.

$$u_A(x) = \frac{s(x)}{\sqrt{n}} \quad (12)$$

계측값은 전압공급원을 거쳐 센서의 출력값을 DACS를 통하여 획득되는 과정을 거치므로 B형 표준불확도 $u_B(x)$ 는 각 센서와 A/D converter,

그리고 전압공급원에 의한 불확도인자를 포함하여 산정하였으며, 제조사 분해능(resolution) 출력, 반복성, 선형성 및 히스테리시스에 관련된 불확도 인자는 각각 독립이므로 공분산항은 무시할 수 있으므로 Eq. 5를 사용하였다. 또한, 추력측정장치로부터 외부저항을 고려하여 최소자승법(Least Mean Square, LMS)으로 로드셀을 교정하였기 때문에 이에 대한 교정곡선의 불확도 요인을 추가 반영하였다. 교정곡선에 의한 표준불확도는 Fig. 11에 사용된 데이터를 Eq. 11에 적용하여 구하였다. 비추력과 특성속도의 표준불확도의 인자는 Table 2를 입력량의 자료로 Eq. 11에 적용되어 산출되었다.

측정량에 대해 합리적인 신뢰수준에 상당하는 확장불확도(expanded uncertainty, U)에는 Eq. 13과 같이 표준불확도와 포함인자(coverage factor, k)가 관계한다.

$$U = k \cdot u_c(y) \quad (13)$$

포함인자를 정의하기 위해서는 합성표준불확도의 유효자유도(effective degrees of freedom, v_{eff})를 도출해야하며, 개별 표준불확도 기여분들의 합성으로 도출하는 Welch-satterthwaite식[28,29]인 Eq. 14를 이용하여 추정하였다.

$$v_{eff} = \frac{u_c^4(y)}{\sum_{i=1}^n \frac{u_c^4(y)}{v_i}} \quad (14)$$

$$v_B = \frac{1}{2} \cdot \frac{u(x_i)^2}{\sigma^2[u(x_i)]} \cong \frac{1}{2} \left[\frac{u(x_i)}{x_i} \right]^{-2} \quad (15)$$

A형 불확도 평가의 자유도는 $v_A = n - 1$ 이며, B형 평가로 불확도를 추정하였을 경우 Eq.15에 의해 구해진다. LMS에 의한 불확도 평가시 자유도는 교정에 사용된 데이터의 수를 m 이라 할때 $v_{cal} = m - 2$ 이다. 합성한 유효자유도가 100보다 충분히 큰 값이므로 student's "t" table에서 $v_{eff} = \infty$ 로 가정하고, 포함확률 또는 신뢰의 구간(Confidence Level, C.L.) 95.45%에 상응하는 포함인자 $k=2$ 로 사용하여 확장불확도 U 를 도출하였으며 각 파라미터의 추정값을 y 라 할 때 상대확장불확도 U/y 를 Table. 4에 도시한다.

Table 4. Relative expanded uncertainty of each parameters

Test No.	Relative expanded uncertainty, (95.45% C.L. k=2)			
	Mass flow-rate (LOx)	Mass flow-rate (GCH ₄)	Thrust	Chamber pressure
	\dot{m}_o	\dot{m}_f	F	P_c
A05	±0.35%	±1.15%	±0.99%	±0.54%
A07	±0.35%	±1.31%	±0.88%	±0.51%
A08	±0.33%	±1.13%	±0.76%	±0.48%
A16	±0.35%	±1.18%	±1.10%	±0.56%
A17	±0.34%	±1.09%	±0.90%	±0.52%
A18	±0.42%	±1.95%	±0.84%	±0.50%
A21	±0.36%	±1.27%	±1.02%	±0.55%
A25	±0.35%	±1.03%	±0.86%	±0.52%
A27	±0.45%	±1.77%	±0.79%	±0.48%

비추력 및 특성속도의 불확도 평가를 위해 관계식 설정, 관계식에

Table 5. Correlation coefficient of parameter about performance at TN-A17

$r(x_i, x_j)$	\dot{m}_o	\dot{m}_f	F	P_c
F	1	0.02858	0.0108	-0.04456
\dot{m}_f	0.02858	1	0.06017	0.07559
\dot{m}_o	0.0108	0.06017	1	-0.02286
P_c	-0.04456	0.07559	-0.02286	1

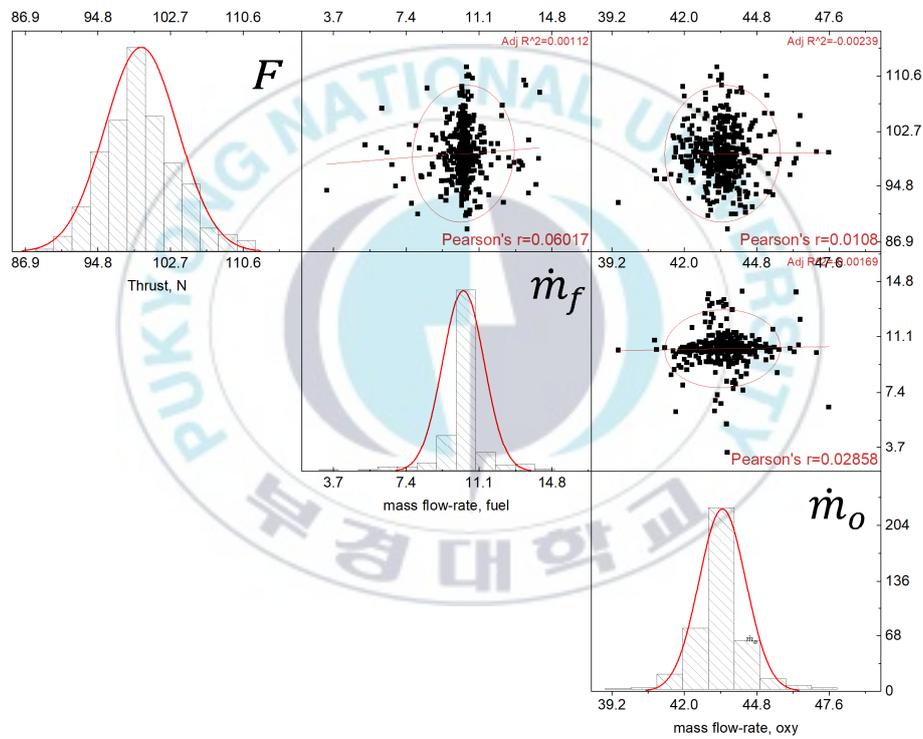


Fig. 24 Correlation coefficient of I_{sp} about performance at TN A17

기반한 불확도전파를 위한 미분항(혹은 감도계수) 산정, 그리고 관련 불확도인자 정의 등의 추가적인 과정이 필요하다. 관계식은 Eq. 2과 3을 Eq. 10에 적용하였고, 중력가속도와 목면적은 불확도 평가에 고려하지 않고 상수로 취급하였다. 비추력 혹은 특성속도는 동시계측값으로부터

얻어지기 때문에 상관관계에 대해 분석할 필요가 있다. TN-A17의 상관계수를 도출한 결과, 변수간의 영향을 무시할 수 있는 0에 근접하는 것을 Table 5와 Fig. 24에 확인할 수 있으며, 따라서 Eq. 11의 공분산항을 소거하여 적용하였다.

Table 4로부터 추정된 측정값의 불확도 및 자유도를 계산하고 이를 입력량으로 하는 비추력 및 특성속도에 대한 상대확장불확도를 도출하였다. 산출된 비추력은 확장불확도의 구간내에 95.45% 확률로 존재하고 시험간 적합범위에 속하는 반면, 특성속도는 상대확장불확도가 최소인 TN-A08의 경우, 0.58%임에도 8.85 m/s 변동구간이 존재함에 따라 불확도 평가대상으로 적합하지 않는 것으로 판단된다.

Table 6. Expanded uncertainty of specific impulse and characteristic velocity(95.45% C.L. k=2).

Test No.	Specific impulse,		Characteristic velocity,	
	U	U/y	U	U/y
A05	±1.91 s	±1.05%	±9.80 m/s	±0.66%
A07	±1.80 s	±0.96%	±9.59 m/s	±0.64%
A08	±1.63 s	±0.83%	±8.85 m/s	±0.58%
A16	±2.09 s	±1.16%	±9.75 m/s	±0.67%
A17	±1.82 s	±0.97%	±9.37 m/s	±0.62%
A18	±1.73 s	±0.96%	±9.58 m/s	±0.68%
A21	±1.98 s	±1.09%	±9.95 m/s	±0.67%
A25	±1.76 s	±0.93%	±9.34 m/s	±0.62%
A27	±1.82 s	±0.92%	±10.31 m/s	±0.68%

VI. 결 론

본 논문에서는 행성간 탐사선(달탐사 궤도선, 달탐사 착륙선), 발사체(시험발사체, 한국형발사체, 중궤도 및 정지궤도 발사체 등)의 AKE, 궤도기동 및 3축 자세제어 등에 활용, 탑재되는 차세대 친환경 이원추진제 추력기의 선행 연구개발 과정의 일환으로, 지상연소시험에서의 성능평가 핵심기술인 연소안정화, 정밀추력/유량측정, 극저온 추진제 공급시스템 등을 구축하고 소형로켓엔진의 지상연소시험 성능평가를 실시하였다.

200 N급 기체메탄-액체산소 소형로켓엔진의 로켓성능특성을 분석하기 위해 CEA를 이용한 이원추진제의 이론성능 해석을 수행하였고, 공칭추력 200 N에서 연소압력, 추진제 혼합비, 노즐 팽창비 및 추력계수 등과 같이 소형로켓엔진의 형상설계변수를 도출하였다. 추진제 혼합비 변화에 따른 로켓성능특성을 분석하여 연소압 209 psia에서 메탄-산소 최적 혼합비 $(O/F)_{mass} (=3.3)$ 를 구했다. 연소실 내부 단열화염온도는 추진제 이론혼합비 $(O/F)_{mass} (=4.0)$ 에서 가장 높은 것을 것으로 기대하였으나, 연소 반응물의 해리에 근거한 정미 발열량 감소에 따라 보다 낮은 $(O/F)_{mass} =3.3$ 에서 최대 비추력 성능이 나타나고 있다.

지상연소시험은 시험환경 구축후, 결과, 밸브의 개구(opening)와 동시에 400 ms 전후의 압력상승시간을 거쳐 안정적인 추력성능을 보였으며, 압력과 추력은 각각 상대표준편차 1%와 5% 이하의 변동률을 보였다. 로켓엔진의 최적화 과정을 거쳐 드리블 불림내에 존재하는 액체산소의 영향을 최소화한다면 tail-off를 감소시켜 추력기로서 성능을 확보할 수 있을 것으로 기대된다. 또한, 시험조건인 산화제 공급압력 220 psia에서

320 psia로 증가함에 따라 비추력 및 특성속도 그리고 이들의 효율이 상승하는 것이 확인되었다. 그리고 산화제 공급압력의 영향으로 인해 O/F의 증가로 특성속도가 감소할 것으로 예상했으나, 연소실내에서 추진제의 미립화 성능향상으로 인해 오히려 연소압력 증가를 야기하였다. 산화제 공급압력(320 psia) 즉, 최대 연소압력에서 특성속도의 효율이 이론성능대비 90%에 도달하였지만, 추진제 유량은 낮은 압력강하로 인해 목표성능보다 초과하였으므로 인젝터의 오리피스사이즈 변경을 통해 높은 연소효율을 획득할 수 있을 것으로 판단된다. 반면, 동일한 특성길이에서 연소실 중형비에 따른 비추력 및 특성속도의 성능에 큰 변화가 관찰되지 않는 것으로 확인된다. 측정불확도 평가를 통해 추력, 연소압력, 추진제 유량의 높은 신뢰수준의 데이터를 확보하였으며, 이와 관계되는 소형로켓엔진의 성능지표인 비추력과 특성속도에 대한 신뢰도를 검증하였다.

이와 같이, 소형로켓엔진의 설계와 지상연소시험을 통해 시험장치의 작동성, 연소안정성 그리고 정밀한 데이터 획득을 검증하였다. 이에 기초설계 자료 및 시험절차를 확립하였으며, 추후 소형로켓엔진의 최적설계변수 도출, 추력성능 비교·검증을 위해 수치해석 및 연소불안정성 연구와 체계적인 개발시험이 지속되어(개발모델 → 엔지니어링모델 → 인증모델 → 비행모델) 상위체계로의 적용이 이루어질 경우 국내 최초 중형급 메탄-산소 엔진 개발이라는 우수한 연구성과 창출이 가능할 것이다. 또한, 기체메탄-액체산소 로켓엔진의 개발과 관련한 전주기적인 과정은 액체메탄-액체산소 로켓엔진 개발을 위한 설계 DB로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Kim, J.S., Jung, H. and Kim, J.H., "State of the Art in the Development of Methane/Oxygen Liquid-bipropellant Rocket Engine," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 17, No. 6, pp. 120-130, 2013.
2. Excoffon, T. and Borromeo, J., "Future European Reusable Propulsion Systems," Proceedings of the International Symposium on Space Technology and Science, Vol. 23, No. 2, pp. 2558-2563, 2002.
3. Stanly, D., "Exploration Systems Architecture Study," NASA TM-2005-214062, 2005.
4. Melcher IV, J.C. and Allred, J.K., "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 and Exhibit, Denver, C.O., U.S.A., AIAA 2009-4949, Aug. 2009.
5. Marshall, W.M. and Kleinhenz, J.E., "Hot-Fire Testing of 100 lbf LOx/LCH4 Reaction Control Engine at Altitude Conditions," JANNAF 57th JPM/7th MSS/5th LPS/4th SPS Joint Subcommittee Meeting, Springs, C.O., U.S.A., May. 2010.
6. Boué, Y., Vinet, P., Magniant, S., Motomurac, T., Blasid, R. and Dutheile, J.P., "LOX/methane reusable rocket propulsion at reach with large scale demonstrators tested," Acta Astronautica, Vol. 152, pp. 542-556, 2018.
7. Hurlbert, E., McManamen J. 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., AIAA 2011-6113, Aug. 2011.
8. 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.
 9. Judd, D., Buccella, S., Alkema, M., Hewitt, R., McLaughlin, B., Hart G. and Veith, E., "Development Testing Of LOX-Methane Engine For In-Space Propulsion," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 2006-5079, Jul. 2006.
 10. 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.
 11. 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., AIAA 2011-838, Jan. 2011.
 12. Dutheil, J.P. and Boué, Y., "Highly reusable LOx/LCH4 ACE rocket engine designed for SpacePlane: Technical Maturation progress via key system demonstrators results," 7th European Conference for Aerospace Sciences, Milan, Italy, EUCASS 2017-552, Jul. 2014.
 13. Bae, S.H., Kwon, O.C. and Kim, J.S., "Spray Characteristics of Swirl-coaxial Injector According to the Recess Length and Injection Pressure Variation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 4, pp. 68-76, 2016.
 14. 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, AIAA 2006-4907, 2006.

15. Jun, J.S., Min, 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," *Journal of the Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 37, No. 3, pp. 275-283, 2013.
16. Hwang, D.H., Bak, S.J. and Ahn, K.B., "Preliminary Combustion Tests in Bi-Swirl Coaxial Injectors Using Gaseous Methane/Gaseous Oxygen Propellants," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 4, pp. 70-80, 2019,
17. 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.
18. 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.
19. Hill, P. and Peterson, C., *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 2nd ed., Pearson, 2010.
20. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 8th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2010
21. Rao, G.V.R., "Recent Developments in Rocket Nozzle Configurations," *American Rocket Society Journal*, Vol. 31, No. 11, pp. 1488-1494, 1961.
22. Lim, J.H., "Spray Characteristics of Gas-Liquid Swirl Coaxial Injectors for Liquid Rocket Engines," Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical Engineering, Seoul National University, Seoul, Korea, 2010.

23. Spalding, D.B., "A One-Dimensional Theory of Liquid-Fuel Rocket Combustion," A.R.C Technical Report, C.P. No.445, 1959.
24. P. Hill and C. Peterson, *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*, 2nd ed., Pearson, 2010.
25. Kim, Y.J., Bae, D.S., and Kim, J.S., "Design of the 200 N-class GCH₄-LO_x Bipropellant Thruster for Performance Optimization," *Proceedings of the 2019 KSPE Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 548-549, May 2019.
26. Cengel, Y.A., Cimbala, J.M., and Turner, R.H., *Fundamentals of Thermal-fluid Sciences*, 5th ed., McGraw-Hill Education, New York, N.Y., U.S.A., pp. 970-1009, 2016.
27. International Organization for Standardization ISO "Guide to the Expression of Uncertainty in Measurement", 2016.
28. Welch, B. L. "The Generalization of "Student's" Problem When Several Different Population Variances are Involved," *Biometrika*, Vol. 34, No. 1/2, pp. 28~35. 1947
29. Satterthwaite, F. E., "An Approximate Distribution of Estimates of Variance Components," *Biometrics Bulletin*, Vol. 2, No. 6, pp. 110-114. 1946.