

가변추력 핀틀 분사기의 고압 분무 및 연소특성

김대환^a · 허수범^a · 김인호^a · 황동현^b · 강철웅^b · 이신우^b · 안규복^b · 윤영빈^{c,*}

High Pressure Spray and Combustion Characteristics of Throttleable Pintle Injector

Dae Hwan Kim^a · Subeom Heo^a · Inho Kim^a · Donghyun Hwang^b ·
Cheolwoong Kang^b · Shinwoo Lee^b · Kyubok Ahn^b · Youngbin Yoon^{c,*}

^a Department of Aerospace Engineering, Seoul National University, Korea

^b School of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea

^c Institute of Advanced Aerospace Technology, Seoul National University, Korea

* Corresponding author. E-mail: ybyoon@snu.ac.kr

ABSTRACT

The reusable, low-cost launch vehicle development trend in the recent launch vehicle market is being subdivided into several ways, and the throttleable engine is one of them. Plus, several nations have selected methane as a next-generation propellant due to its cleanness. In this research, a throttleable pintle injector using gas methane and liquid oxygen as propellants was developed, followed by its spray and combustion characteristics analysis, including high pressure cold and hot tests. The designed throttleable pintle injector has a double sleeve structure, and its tightness and functionality are confirmed through repetitive atmospheric, high-pressure cold tests, and hot tests. Though some design errors were discovered and a low throttling level was unable to be achieved in the combustion test.

초 록

최근 발사체 시장의 저비용·재사용 발사체 개발 움직임은 여러 방향으로 세분화되고 있으며, 그중 하나는 가변추력 엔진 개발이다. 또한, 우주 선진국들은 그 청정성 때문에 차세대 우주발사체 추진제로 메탄을 선택하여 연구개발을 진행하고 있다. 본 연구에서는 이에 기체메탄과 액체산소를 추진제로 사용하는 가변추력 핀틀 분사기를 개발했고, 고압 수류시험과 고압 연소시험을 통해 분무 및 연소 특성을 분석했다. 개발된 가변추력 핀틀 분사기는 이중 슬리브 구조를 가졌으며, 반복적인 상압수류, 고압수류 및 연소시험에서 기밀성과 작동성 등에 문제없음을 확인할 수 있었다. 그러나 목표했던 추력 조절 범위는 연소시험에서 달성치 못하는 등 설계상의 문제점이 발견되어 보완이 필요하다.

Key Words: Methane Engine(메탄 엔진), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Pintle Injector(핀틀 분사기), Double Sleeve(이중 슬리브), Total Momentum Ratio(총운동량비)

Received 2 December 2021 / Revised 8 April 2022 / Accepted 15 April 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2021년도 추계학술대회(2021.11.24~26,

웨스턴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

OF	: Propellants mixture ratio
h	: LOX orifice height
G	: GCH4 orifice gap
L^*	: Characteristic length
\dot{m}	: Mass flow rate
ρ	: Density
A	: Injection area
V	: Injection velocity
C_d	: Flow coefficient
P	: Pressure
R	: Gas constant
T	: Temperature
c^*	: Characteristic velocity
η_{c^*}	: Characteristic velocity efficiency
t_{burn}	: Burn time
l	: Liquid
g	: Gas
c	: Combustion chamber
<i>radial</i>	: Radially injected
<i>axial</i>	: Axially injected
<i>tot</i>	: Total

1. 서 론

Falcon 9 등 재사용 발사체의 등장으로 세계 우주발사체 시장은 민간주도와 정부주도가 혼재된 형태로 개편되고 있다. 이와 맞물려 5세대 이동통신기술, GPS, 군집위성기술 정착 등의 이유로 위성에 대한 수요가 급격히 증가, 특히 SpaceX의 Starlink 발사 이후 위성의 수가 기하급수적으로 증가하고 있다[1]. 이에 따른 결과로 우주발사체 시장은 대대적인 개편과 동시에 그 크기가 크게 늘어났으며, 경쟁은 심화되고 있다.

근래의 우주발사체 기술 중 특히 재사용 발사체 개발을 위한 기술 발전 방향은 다양하며, 그 중 하나가 가변추력엔진의 개발이다[2]. 가변추력의 구현은 여러 방법이 있으나, 이 중 분사기 면적을 조절할 수 있는 핀틀 분사기가 광범위한

추력단계에서 안정적으로 이를 달성하기에 용이하다고 알려져 있다. 핀틀 분사기는 1950년대 중반 JPL에서 접촉점화성 추진제를 위한 분사기로 처음 개발된 이래 다른 분사기들에 비해서는 적지만, 다각도의 방향에서 꾸준히 연구되었다[3]. Austin 등은 RGHP/NHMF 핀틀 연소기의 연소 특성길이와 총운동량비가 일정 값 이상을 가질 때, 정상 연소 또는 펄스식 연소에 있어 그 연소 특성이 최적화됨을 확인했다[4]. 손민 등은 LOX/GCH4 핀틀 분사기를 설계하여 상압수류 시험을 통해 그 분사특성을 We 수 등에 대해 파악한 바 있으며[5], 이진용 등은 극저온 고압 수류시험을 통해 핀틀 분사기의 분사특성을 예측하기 위한 무차원수 설정에 있어 기체 추진제의 밀도를 고려함이 정확도를 높일 수 있음을 밝혔다[6]. 한편, Sakaki 등은 2차원으로 모사된 LOX/에탄올 핀틀 분사기를 활용한 연소시험을 통해 총운동량비에 따른 연소특성 변화가 양의 상관관계를 가짐을 확인했다[7]. 그러나 많은 개발과 연구에도 불구하고 핀틀 분사기의 실질적인 가변추력 특성에 관한 연구는 학술적으로 조명된 바가 적다. 이에 본 연구진은 핀틀 분사기의 가변추력 특성을 연구하기 위한 적절한 모델 연소기를 개발하고자 한다.

또한, 각국의 우주개발 주체들은 차세대 발사체 추진제로 메탄을 꼽는데, 이는 재사용 발사체 개발에 있어 메탄의 청정성이 기존에 대중적으로 사용되던 케로신계 연료보다 좋고, 더불어 비추력도 더 높기 때문이다. 이에 본 연구진은 2019년부터 기체메탄/액체산소를 추진제로 하는 가변추력 핀틀 분사기를 개발해왔으며, 본 논문에서는 그 중 상압/고압 수류시험과 연소시험의 결과와 이를 바탕으로 찾은 개선점을 주로 다루고자 한다.

2. 핀틀 연소기의 설계

핀틀 분사기가 포함된 연소기의 설계는 아래 Fig. 1과 같고, 이 중 분사기 부분을 확대하면 Fig. 2와 같다. 연소기는 10 bar, 400 N을 목표

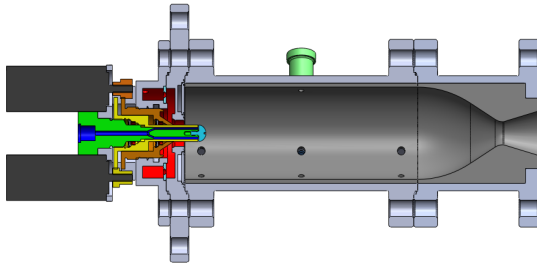


Fig. 1 Pintle injector combustor cross-section.

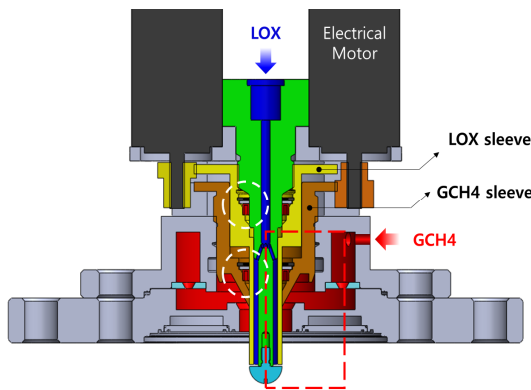


Fig. 2 Pintle injector manifold cross-section.

Table 1. Pintle injector combustor specification.

Parameter		Value
Combustion chamber specification		
Chamber Pressure(bar)		10
O/F ratio		3.44
Mass flow rate of propellants(g/s)	LOX	83.58
	GCH4	24.29
Vacuum thrust(N)		400
Designed throttling level		100% ~ 20%
Chamber diameter(mm)		61.8
Nozzle	Throat diameter(mm)	15.4
	Expansion ratio	3.72
Injector specification		
Pintle diameter(mm)		11
LOX orifice height, h(mm)		0.60 ~ 0.10*
GCH4 orifice gap, G(mm)		3.30 ~ 0.178*

* For h and G, the above ranges were used throughout the research but both injection orifice parameters were able to be set zero, meaning the face shut-off was possible for both propellants.

로 설계했고, 선행연구[8-11]의 분사기 설계를 기본으로 했으며, 그 제원은 Table 1과 같다.

일반적인 소형 엔진은 상대유량강도(relative flow rate of intensity)를 $4.7E-5$ s/m로 택하며 [12], 이에 의하면 본 연소기의 직경은 약 54 mm가 되어야 한다. 일반적으로 핀틀 분사기의 직경과 연소실 직경의 비를 3~5로 택하기 때문에 핀틀 분사기의 직경을 11 mm로 결정했다[3]. 하지만, 이후 액체로켓엔진 상용 소프트웨어 RPA(Rocket Propulsion Analysis)의 설계 추천 값은 약 61.5 mm 이었고[13], 연소시험에 처음 적용되는 분사기인 것과 연소실 벽면의 탄소 라이너에 액체산소가 충돌하여 삭마가 일어날 것을 우려하여, 상대유량강도를 바탕으로 설계한 연소기의 직경(54 mm)을 약 15% 가량 늘려 적용하기로 변경했고, 최종적으로 제작된 연소기의 설계치수는 Table 1과 같다.

또한, 일반적인 소형 엔진은 연소실 특성 연소길이(L^*)를 0.4~0.6 m로 하지만[14], 완전연소를 보장하고, 적절한 연소특성 측정위치를 확보하기 위해 충분한 연소 공간이 얻어질 수 있도록 연소실을 길게($L^* = 3.44$ m) 변경했다.

2.1 핀틀 분사기에 사용된 구조

본 연구에 사용된 핀틀 분사기는 Spencer 등이 처음 제안한 이중 슬리브(double sleeve) 구조를 사용하여 각 추진제의 분사면적을 조절한다[15]. Table 1에 표시된 액체산소와 기체메탄의 분사면적을 조절하는 변수인 h, G의 정의는 Fig. 2의 붉은 점선 사각형 부분이 확대되어 표시된 Fig. 3에 도시되어 있다. h는 Fig. 2의 액체산소 슬리브(LOX sleeve)와 Fig. 3의 핀틀 팁(Pintle tip) 사이의 높이를 뜻하며, G는 Fig. 2의 기체메탄 슬리브(GCH4 sleeve)와 Fig. 3의 하부 매니폴드(Bottom manifold) 사이의 거리를 뜻한다.

Fig. 2에 표시된 액체산소 슬리브와 기체메탄 슬리브는 Fig. 1의 전기모터가 각 슬리브와 동일한 색으로 표시된 피니언 기어를 구동하면, 각 슬리브 상단에 위치한 중심 기어가 맞물려 돌아가면서 나사산에 의해 회전운동이 상하운동으로 전환되는 형식으로 작동된다. 이때 Fig. 2와 Fig.

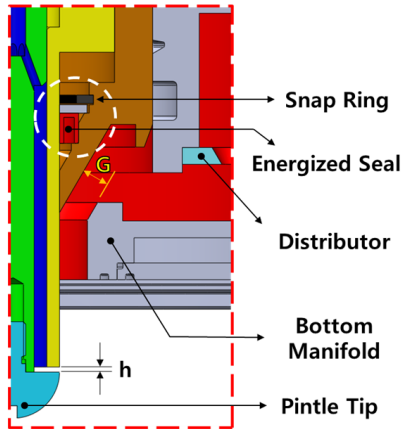


Fig. 3 Pintle injector manifold magnified cross section.

3에 흰색 점선 원으로 표시된 부분은 청색의 액체산소 유로와 가까우면서 동시에 부품들의 상하 및 회전운동이 이루어지는 접촉면이기 때문에 극저온 환경에서도 높은 동축도와 기밀성을 유지하는 것이 중요하다. 본 연구에서 사용한 모델은 Fig. 3의 흰색 점선 원 내부에 붉은색으로 표현된 부품, Energized Seal(Housing: UHMW-PE, Spring: AISI301)이다. 본래 회전축(shaft)에 사용되는 전형적인 설계(groove guide)를 변형하여 스냅링을 사용해 조립 후 위치를 고정하는 설계를 적용했고, He를 사용한 12 bar의 수중 강도기밀시험으로 그 유효성을 검증했다.

2.2 핀틀 분사기에서의 분사면적 조절의 필요성

분사기의 질량유량과 분사차압 사이의 관계식은 Eq. 1과 같다. 액체로켓엔진에서 추력단계를 조절하기 위해서는 몇 가지 방법이 있는데[16], 핀틀 분사기는 추진제의 분사차압과 면적을 조절하여 분사유량을 바꿔 추력을 변경한다. 추력단계가 낮아지면, 분사되는 추진제의 질량유량과 연소압력이 동시에 낮아져야 한다. 이때 손민 등이 지적한 것과 같이[17], 액체 추진제는 밀도가 압력의 영향을 거의 받지 않아 분사면적이 고정된 경우, 낮아지는 질량유량의 제공 배로 분사차압이 감소하게 되며, 연소실 압력 대비 충분한 분사차압을 확보하지 못할 수 있다. 더불어 과도한 분사차압의 조절은 공급계 설계에 부담이 될

수 있다. 핀틀 분사기는 분사면적을 조절하여 분사차압이 일정 수준 이하로 내려가지 않도록 조절할 수 있으며, 낮은 질량유량 조건에서도 추진제의 분열이 잘 이루어질 수 있도록 분사속도 역시 일정 이상으로 유지할 수 있도록 돕는다.

$$\dot{m}_l = \rho_l A_l V_l = C_{d,l} A_l \sqrt{2\rho_l \Delta P_l} \propto P_c \quad (1)$$

반면, 기체 추진제는 Eq. 2와 같이 연소압력에 따라 분사되는 추진제의 밀도가 비례하여 변화한다. 따라서 고정된 분사면적을 가진 경우, 기체 추진제는 분사속도가 일정하게 유지되며, 연소압력 대비 분사차압 역시 일정하게 유지된다.

$$\begin{aligned} \dot{m}_g &= \rho_g A_g V_g = C_{d,g} A_g \sqrt{2\rho_g \Delta P_g} \\ &= C_{d,g} A_g \sqrt{\frac{2P_c \Delta P_g}{RT_g}} \propto P_c \end{aligned} \quad (2)$$

핀틀 분사기는 충돌형 분사기의 일종으로 단일 연소기에 한 개의 분사기만이 사용되는 고유 특징이 있다. 이 때문에 핀틀 분사기의 분무각은 여러 분사기가 함께 사용되는 타 종류의 분사기들에 비해 그 중요성이 크다. 핀틀 분사기의 분무각은 Eq. 3으로 정의되는 총운동량비(TMR)와 밀접한 연관이 있음이 알려져 있다[18,19]. Eq. 1과 Eq. 2를 활용하면 핀틀 분사기의 총운동량비는 연소압력에 비례하며, 각 추진제의 분사면적과 연관이 있음을 알 수 있다. 따라서 연소실 압력 대비 분사차압의 비율이나 분열특성의 측면에서는 기체 분사면적을 조절할 필요가 없지만, 추력단계를 조절하면서 적절한 분무각을 구현하기 위해서 기체 분사면적을 조절해야 함을 알 수 있다. 이 때문에 본 연구에서는 두 추진제의 분사면적을 모두 자유롭게 조절할 수 있도록 가변추력 핀틀 연소기를 설계했다.

$$\begin{aligned} TMR &\equiv \frac{(\dot{m}_l V_l)_{radial}}{(\dot{m}_g V_g)_{axial}} \\ &= \frac{(O/F)^2 \rho_g A_g}{\rho_l A_l} \propto \frac{P_c A_g}{A_l} \end{aligned} \quad (3)$$

3. 핀틀 분사기의 분무 특성

3.1 수류시험을 통한 분무특성 파악

핀틀 분사기의 분무특성을 파악하기 위해 액체산소는 물로, 기체메탄은 공기로 모사하여 상압 및 고압수류시험을 진행했다. 수류시험용 분사기는 연소기 설계 이전에 간단한 형상으로 제작하여 실험하고자 Fig. 4와 같이 설계했다.

또한, 핀틀 분사기의 핵심 설계 변수인 총운동량비를 일정하게 유지하기 위해, 선행연구에 적용된 바와 같이 기체메탄을 모사하는 공기의 유량을 변경하여 Table 2와 같이 적용했다[11].

상압수류시험과 고압수류시험에서 G' 을 0.986 mm에서 3.950 mm까지 변경하면서 분무각을 정량적으로 측정했다. 고압수류시험은 임계압 이하의 분위기 압력을 기체질소 가압을 통해 조절하면서 고압챔버 내에서 진행했다. 임계압 이하의 분위기 압력은 분사되는 추진제의 상을 바꾸지는 않지만, 기체 추진제의 밀도를 변화시켜 동일 총운동량비 조건에서 분사속도의 차이가 상압수류시험과 크게 차이 난다. 분무각의 측정은 일반적인 Back-Light Shadowgraphy를 통해 이미지를 얻은 뒤 분사형상 및 액적의 형상을 추출하여 이미지 처리를 통해 계산했다[8]. 분무각에 대해 상압 및 고압 수류시험을 비교해 본 결과는 Fig. 5와 같다.

Fig. 5에 나타난 것과 같이 총운동량비가 동일한 경우에 분위기 압력과 관계없이 분무각에 큰 차이가 없으며, 또한 총운동량비와 분무각 사이에 양의 상관관계가 있음을 확인할 수 있었다. 이로부터 핀틀 분사기의 주요 분무특성 중 하나인 분무각이 고압의 실제 연소상황에서도 기체메탄의 밀도변화로 인한 분사속도 변화에도 불구하고 총운동량비에 의해 지배될 것임을 짐작할 수 있다. 실제로 상압 및 고압수류시험의 분무 양상이 동일 기하조건에서 크게 다르지 않음을 Fig. 6으로부터 확인할 수 있다. 다만, 고압환경에서는 분열길이가 다소 길어질 수 있음을 Fig. 7과 같이 확인했다. 이로부터 액체/기체 핀틀 분사기의 분열특성이 분위기 압력이 높아짐에 따라 악화됨을 알 수 있다.

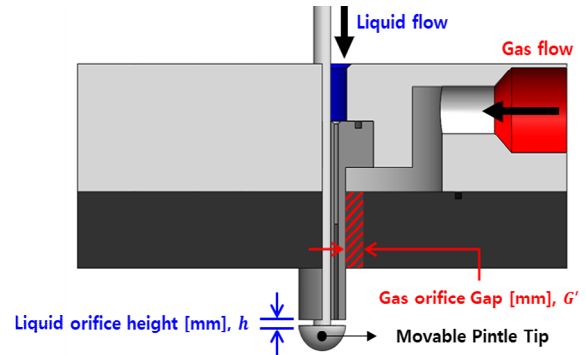


Fig. 4 Fixed pintle injector for cold test.

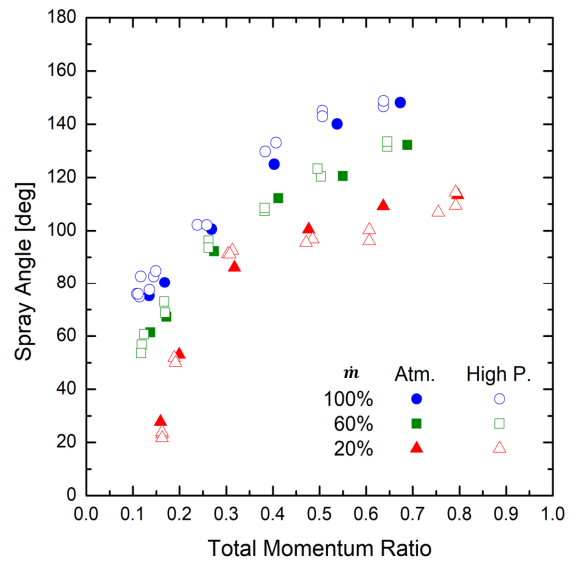


Fig. 5 Pintle injector's spray angle by TMR. (Atmospheric / High pressure conditions)

Table 2. Test conditions of different throttling levels in each test condition.

Throttling Level		100%	60%	20%
Combustion Model	LOX	83.58	50.15	16.72
	GCH4	24.29	14.57	4.86
Atmospheric Cold test Model	Water	83.58	50.15	16.72
	Air	10.50	8.16	4.73
High Pressure Cold test Model	Water	83.58	50.15	16.72
	Air	33.20	19.99	6.69

* Every values stands for mass flow rate(g/s) of each fluid.

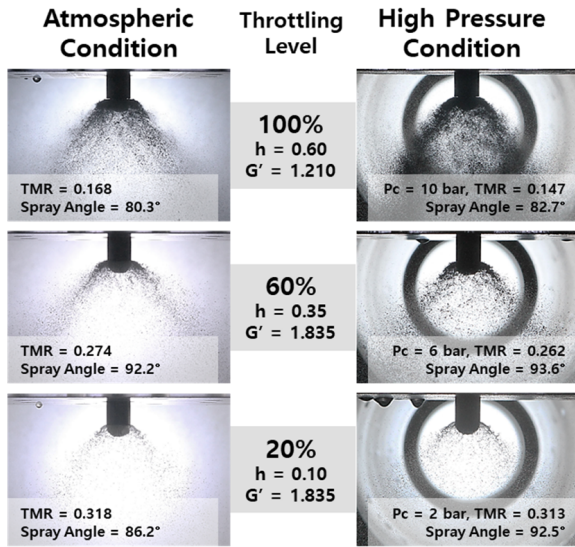


Fig. 6 Representative cases of atmospheric and high pressure cold flow tests by throttling level.

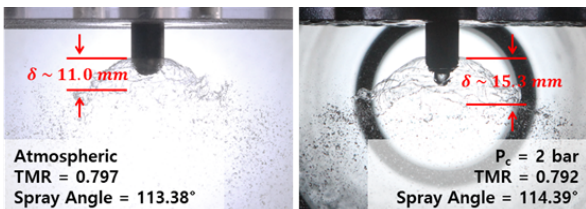


Fig. 7 Break-up length compare between two different ambient pressures with same geometry and 20% throttling level.

3.2 형상 차이의 영향 분석

Fig. 2와 Fig. 4를 비교하면, 기체메탄의 분사 유로의 형상에 차이가 있음을 알 수 있다. 이는 Fig. 4에서의 분무특성 분석을 위한 고정형 핀틀 분사기 설계에서 기체 분사면적의 조절을 위한 구동형 설계로 발전하면서 발생한 차이이다. 2.1 절에서 언급한 이중 슬리브 구조와 기밀구조 등이 바로 여기에 해당한다. 이에 본 연구진은 전동 모터와 이중 슬리브 구조를 갖는 모델 Fig. 8을 제작하여 이런 구조적 차이가 분무특성에 끼치는 영향과 구동형 설계의 원활한 작동을 파악하기 위한 수류시험을 진행했다.

Fig. 2와 Fig. 4를 비교하면, 기체메탄 또는 공기의 분사면적을 결정하는 지점에서 차이가 있다. Fig. 2에 정의된 G는 Fig. 4에 정의된 G'과

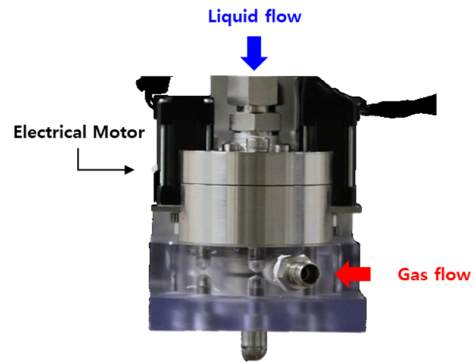


Fig. 8 Movable pintle injector for cold Test. (same dimension with Fig. 2)

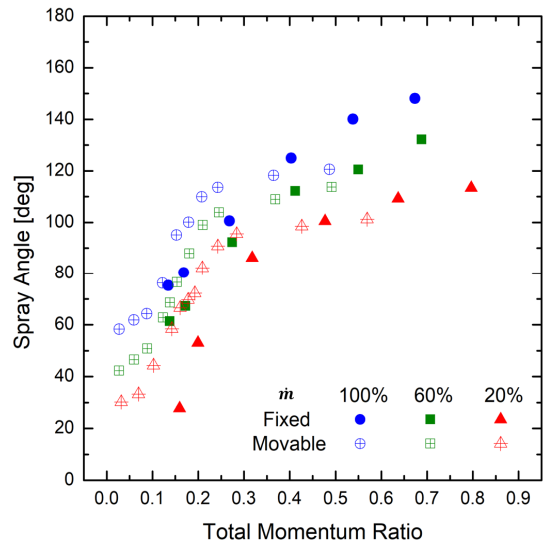


Fig. 9 Spray angle by TMR of movable and fixed pintle injectors.

다르게 분사기 외부로 나가는 최종 출구를 결정하는 변수가 아니기 때문에 G가 결정한 기체메탄의 분사면적을 통해 분사된 기체메탄의 속도는 실제 액체산소와 충돌할 때 더 느려지게 된다. 이에 따라 동일한 기체 분사면적을 갖는 고정형 분사기와 비교했을 때, 구동형 분사기는 더 큰 분무각을 갖게 된다. 이를 실험을 통해 측정된 결과는 Fig. 9와 같다. 구동형 핀틀 분사기의 경우, G가 1.835 mm보다 큰 조건에서는 분무각이 포화되어 증가 폭이 크게 둔화되었다.

Fig. 8의 구동형 핀틀 분사기로 수류시험을 진행한 결과, 이중 슬리브 구조가 잘 적용되었음을 확인할 수 있었고, 수류시험 진행 중에 구동이

가능함을 확인할 수 있었다. 몇 가지의 개선점을 설계에 반영하여 Fig. 2와 같은 최종 설계를 확정했다. 최종 설계된 모델은 2.1절에서 밝힌 것과 같이 상온에서 유효성을 검증했으며, 극저온 수류시험을 통해 극저온 환경에서의 유효성도 추가로 검증했다. 그러나 파손을 우려하여 극저온 수류시험 중에 구동을 확인하지는 않았다.

4. 핀틀 연소기의 연소특성

4.1 추력단계별 정적 연소특성

본 연구에서는 Fig. 1의 연소기로 100%(8회), 60%(10회), 20%(8회) 추력단계 각각에 대한 연소 시험을 수행했고, 그 결과는 Table 3과 같다. Table 3의 값은 연소 중 정상상태로 판단되는

Table 3. Hot test results.

Test # ¹⁾	P_c [bar]	O/F	c^* [m/s]	η_{c^*} [%]	TMR	t_{burn} [s]	\dot{m} [g/s]	P'_c/P_c [%] ⁴⁾
A1	9.73	4.17	1,593.78	91.50	0.1432	3	113.71	2.625
A2	9.37	2.92	1,618.14	87.47	0.0673	3	107.84	3.203
A3	9.79	3.38	1,701.07	93.81	0.0946	5	107.19	1.930
A4	9.87	3.45	1,707.66	94.49	0.0994	10	107.65	1.688
A5	9.97	3.67	1,656.95	92.71	0.1126	5	112.03	1.608
A6	10.48	3.14	1,701.48	92.66	0.0874	5	114.75	2.452
A7	10.08	2.92	1,678.86	90.68	0.0723	5	111.79	3.171
A8	9.92	4.21	1,626.23	93.52	0.1466	5	113.61	1.310
B1	2.00 ³⁾	-	-	-	-	5	-	-
B2	2.05	-	-	-	-	5	-	-
B3	6.32	7.62	1,345.21	88.73	0.9715	5	87.55	9.903
B4	1.32	-	-	-	-	5	-	-
B5	1.31	-	-	-	-	5	-	-
B6	6.40	7.98	1,329.15	88.66	1.0846	5	89.67	3.944
B7	7.72	5.23	1,512.09	91.36	0.5641	5	95.16	2.485
B8	7.23	4.37	1,563.91	91.01	0.3631	5	86.12	2.561
B9	6.82	3.63	1,652.98	92.74	0.2340	5	76.83	3.962
B10	6.10	3.35	1,669.70	92.43	0.1759	7	68.05	4.487
C1	1.04	-	-	-	-	7	-	-
C2	1.04	-	-	-	-	7	-	-
C3	1.12	-	-	-	-	7	-	-
C4	1.15	-	-	-	-	7	-	-
C5	1.24	-	-	-	-	7	-	-
C6	1.27	-	-	-	-	7	-	-
C7	1.23	-	-	-	-	7	-	-
C8	1.10	-	-	-	-	7	-	-

1) Color of Test # cells represent the throttling levels: blue(100%), green(60%), orange(20%)

(Geometry in each throttling level is fixed. 100%: $h = 0.60$, $G = 0.288$ / 60%: $h = 0.35$, $G = 0.771$ / 20%: $h = 0.10$, $G = 1.085$) [mm]

2) Cases with red border lines are shown in Fig. 10 and 11.

3) The ignition failure cases are represented with gray color data consist of the chamber pressure and burn time only. The chamber pressure for the ignition failure case is the average of the chamber pressure during the fuel injection time interval.

4) P'_c/P_c : maximum dynamic pressure divided by average chamber pressure during selected time section

일부 시간구간을 대표로 값을 택한 것이다.

특성속도효율은 연소시험 과정에서 실제로 투입된 질량유량과 주요 지점의 측정된 온도와 압력을 기반으로 CEA에서 이론값을 계산하여 기준값으로 삼았다[20]. 100%와 60% 추력단계의 연소시험은 적합한 유량을 얻을 수 있는 차압을 지정하면 연소시험을 진행하는 데 무리가 없었다. 그러나 60% 추력단계 연소시험의 일부와 20% 추력단계 연소시험에서는 점화가 이루어지지 않았다. 이는 액체산소 유량이 너무 적은 등의 이유로 도관이 충분히 냉각되지 못했고, 분사된 기체산소가 기체메탄과 정상화염속도에 비해 속도가 과도하여 점화기의 화염이 안정적으로 주 화염으로 발전하지 못했기 때문인 것으로 추정된다. 실제로 점화가 안 된 경우는 모두 액체산소 유량계(터빈식)에 유량이 표시되지 않거나 비정상적으로 표시될 정도였다. 분사기에서 분사된 기체메탄은 연소실 중앙의 점화 화염을 만나 일부 연소되어 연소압이 증가했지만, 노즐을 질식시키기에는 연소압력이 충분치 않았기 때문에 정상적인 점화가 일어나지 않은 것으로 판단된다. Table 3에서 점화에 실패한 케이스들은 기체메탄이 분사되는 시간 동안의 평균 연소압만을 참고를 위해 표시했으며, 100%, 60% 추력단계의 대표 케이스인 Test A4, B10의 결과는 Fig. 10과 Fig. 11에 도시했다.

Fig. 12와 Fig. 13은 총운동량비에 대해 특성속도와 특성속도효율을 각각 도시한 것이다. 비교적 추진제 유량을 제어하기 쉬웠던 100% 추력단계의 연소시험과 다르게 60% 추력단계의 연소시험은 산화제 및 연료의 유량을 제어하기 어려웠다. 이 때문에 100% 추력단계에 비해 60% 추력단계의 연소시험은 설계 O/F 지점에서 다소 벗어난 지점에서 연소시험이 진행된 경우가 결과에 많이 포함되었다. 동경대의 Sakaki 등은 연소압력 5 bar, 에탄올/액체산소 핀틀 연소기의 연소실험을 통해 특성속도효율과 총운동량비의 음의 상관관계를 밝혔고, 해당 결과를 Fig. 13에 추가로 도시했다[7]. Fig. 12와 Fig. 13을 비교하면, 총운동량비로 대표되는 분사조건이 특성속도 효율보다 특성속도 자체의 변화에 더 큰 영향이

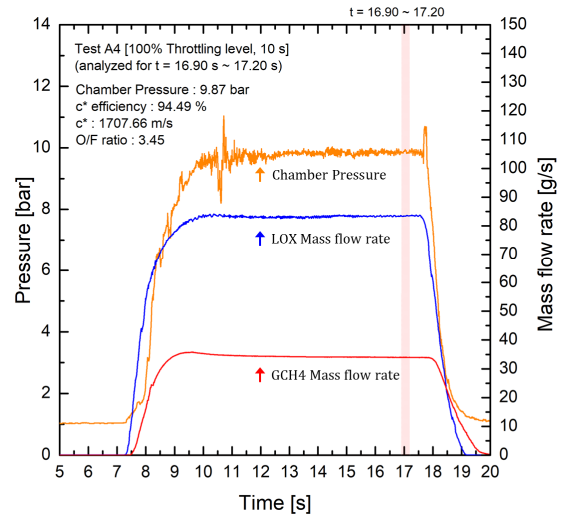


Fig. 10 Hot test results of Test A4.

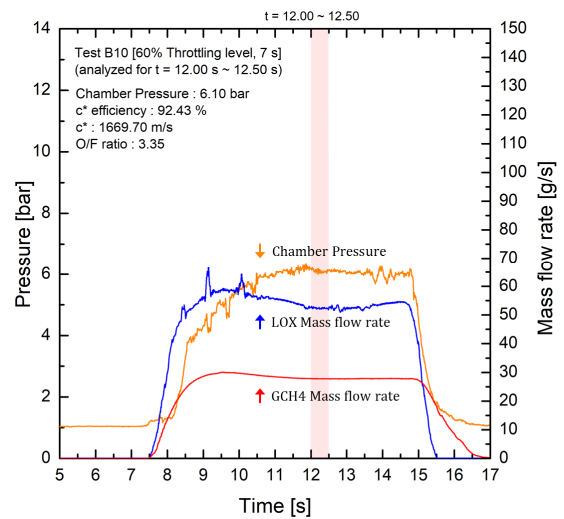


Fig. 11 Hot test results of Test B10.

있음을 알 수 있다.

본 연구에서 설계된 연소기는 O/F = 3.44가 설계점으로, 100% 추력단계에서는 Test A4가, 60% 추력단계에서는 Test B10이 가장 여기에 근접한다(Table 3). Eq. 3에 의하면, O/F 비는 동일 기하조건이 유지되는 한 TMR의 제공근과 비례하기 때문에 TMR의 대소 관계가 곧 O/F 비의 그것과 같다. Fig. 12와 13에서 100% 추력단계의 연소성능은 O/F 비가 설계점보다 더 큰 구간에서 선행연구와 잘 부합함을 알 수 있으며, 비록 추진제 조합과 연소압력은 다르지만, 특성

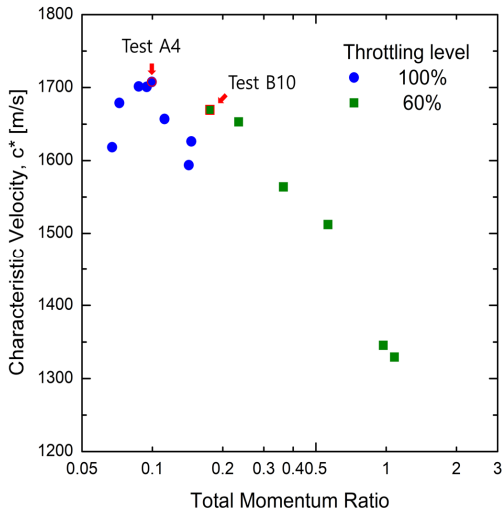


Fig. 12 Characteristic velocity (c^*) by TMR.

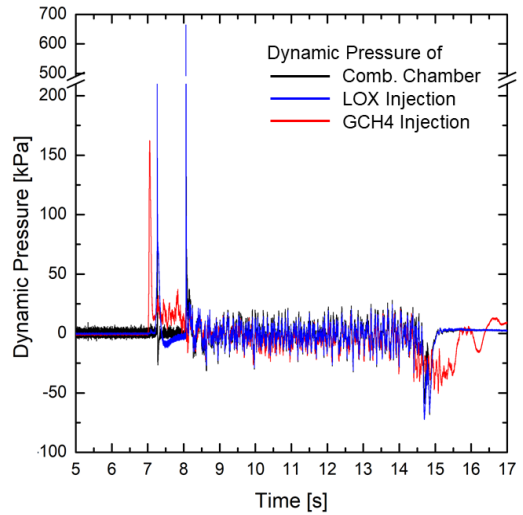


Fig. 14 Dynamic Pressure results of Test B10.

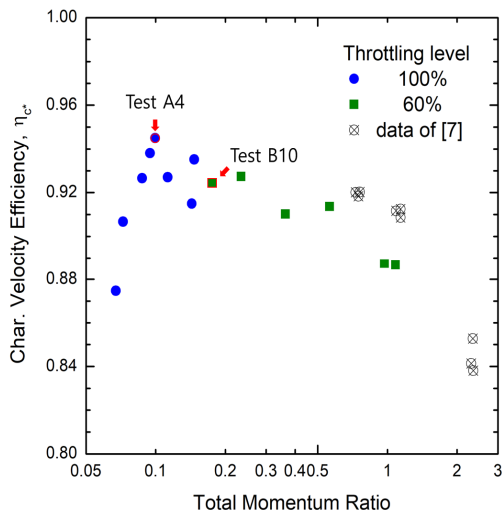


Fig. 13 c^* efficiency by TMR with reference data from [7], which had no throttling cases.

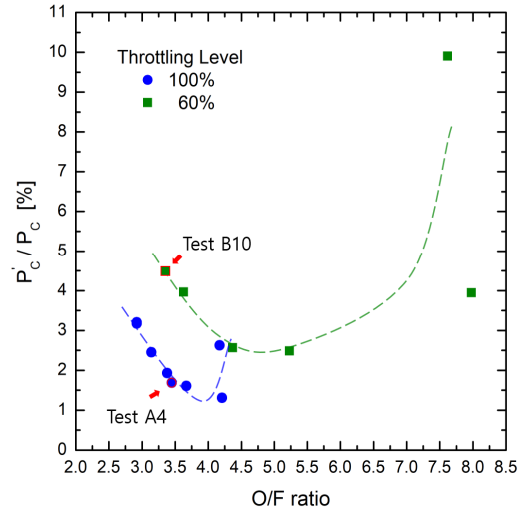


Fig. 15 Dynamic pressure perturbation % by O/F. (The dotted lines are qualitative trends.)

속도효율의 관점에서 연소기의 설계가 적절했음을 확인할 수 있다. 이는 국내 타 연구진의 단일 분사기급 연소기(특성속도효율 82~92%)와 비교했을 때도 적절한 결과이다[21]. 이런 경향성은 60% 추력단계에서도 동일하게 나타났다. 그러나 100% 추력단계 연소시험에서 설계점보다 낮은 O/F 비를 갖는 구간의 경우, 오히려 반대로 총운동량비와 연소성능이 양의 상관관계를 가짐을 볼 수 있다. 이는 case 부족으로 60% 추력단계에서는 확인하지 못한 연소특성이다.

Fig. 5와 Fig. 9를 통해 형상에 따라 그 강도의 차이가 있을 뿐, 압력환경과 무관하게 총운동량비가 핀틀 분사기의 분무각과 지배적인 양의 상관관계가 있음을 알 수 있다. Fig. 12와 13에 도시된 것과 같이 O/F 비가 설계보다 큰 구간에서는 총운동량비는 연소성능의 주요 지표인 특성속도 및 특성속도효율과 음의 상관관계를 갖기 때문에 핀틀 연소기의 분무각 역시 연소성능과 음의 상관관계를 갖는다고 보여진다. 다만, 연소성능에는 다양한 요소가 영향을 끼칠 수 있

으므로 분무각 증가를 O/F 비가 설계점보다 큰 구간에서 연소성능 감소의 직접적인 원인으로 결론짓기는 어렵다.

4.2 추력단계별 동적 연소특성

연소시험 중 연소압력과 액체산소 및 기체메탄 공급 단의 압력섭동을 Fig. 14와 같이 측정했고, 연소압력 대비 연소실의 압력섭동 크기의 비율(연소압 섭동비율)을 Table 3의 가장 우측 열에 나타냈다.

Fig. 15는 이런 연소압 섭동비율을 O/F 비에 대해 도시했다. 전체적으로 100%에 비해 60% 추력단계에서 섭동비율이 증가했으며, O/F 비에 따라 섭동비율이 최소가 되는 지점이 존재할 것이고 비교적 큰 O/F 비를 갖는 경우 섭동의 크기가 급격히 상승함을 알 수 있다. 이때, 각각의 추력단계별로 섭동비율을 최소로 하는 O/F 비는 설계점의 O/F 비와는 무관했다.

5. 결 론

본 연구에서는 이중 슬리브 구조의 가변추력 기체메탄/액체산소 핀틀 연소기를 설계하고 제작하여 상압/고압 수류시험과 연소시험을 통해 그 분무특성 및 연소특성을 파악했다. 본래 목표했던 20% 추력단계에서의 연소시험은 성공하지 못했지만, 100% 및 60% 추력단계에서 설계한 이중 슬리브 구조가 정상적으로 작동함을 확인할 수 있었다. 다각도의 실험에서 일관되게 핀틀 분사기의 총운동량비는 분무각과 양의 상관관계가 있음을 확인했고, 설계 O/F 비 이상의 O/F 비를 갖는 구간에 대해 연소성능과 음의 상관관계가 있음을 확인할 수 있었다. 또한, 낮은 추력단계에서 섭동비율이 높은 추력단계에 비해 높게 얻어졌다. 본 연구에 사용된 연소기는 가변추력 구현을 위한 핀틀 분사기 및 연소기의 초기 모델로 다양한 도전이 있었다. 비록 풍부한 횡수의 연소시험이 진행되지는 않았지만, 분사기와 연소기의 정적 및 동적 연소특성에 대한 기본적인 파악이 가능했다. 해당 연소기는 그러나 낮은

추력단계의 연소시험 도중에 액체산소 차압이 과도하게 높거나 기체메탄의 차압이 일반적인 분사기보다 낮게 나타나는 등의 문제가 발견되었다. 이런 문제를 해결하여 추후 개선된 모델과 시험 시설로 핀틀 연소기의 연소특성을 더욱 넓은 범위에서 확인할 예정이다.

후 기

본 연구는 서울대학교 미래혁신연구원과 연계된 과학기술정보통신부의 재원으로 한국항공우주연구원 위탁연구(2019M1A3A1A02076963), 스페이스챌린지사업(2021M1A3B8075809), 중견연구자지원사업(NRF-2021R1A2C2003759)의 지원을 받아 수행한 결과입니다. 또한, 본 연구의 제1저자와 제2저자는 각각 서울대학교 기초학문분야 학문후속세대와 특성별 학문후속세대의 일원으로 본부로부터 재정적인 지원을 받았습니다.

아울러, 본 연구의 고압수류시험과 연소시험은 충북대학교 기계공학부 고급추진연소연구실의 시설을 활용해 공동연구로 진행되었음을 밝힙니다. 시설의 활용과 시험 진행에 도움을 아끼지 않은 고급추진연소연구실 연구원 일동에게 깊이 감사드립니다.

References

1. McDowell, J.C., "The Low Earth Orbit Satellite Population and Impacts of the SpaceX Starlink Constellation," *The Astrophysical Journal Letters*, Vol. 892, No. 2, L36, 2020.
2. Lee, K.O., Lee, J.S., Park, S.Y., Roh, W.R., Im, S.H. and Seo, D.B., "Korean Reusable Launch Vehicle Development Strategy Using SpaceX's Strategy," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 3, pp. 101-112, 2021.
3. Dressler, G.A. and Bauer, J.M., "TRW Pintle Engine Heritage and Performance

- Characteristics," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 2000-3871, July 2000.
4. Austin, B.L., Heister, S.D. and Anderson, W.E., "Characterization of Pintle Engine Performance for Nontoxic Hypergolic Bipropellants," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, pp. 627-635, 2005.
 5. Son, M., Radhakrishnan, K., Koo, J., Kwon, O.C. and Kim, H.D., "Design Procedure of a Movable Pintle Injector for Liquid Rocket Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33, No. 4, pp. 858-869, 2017.
 6. Lee, K., Shin, D., Son, M., Moon, H. and Koo, J., "Flow Visualization of Cryogenic Spray from a Movable Pintle Injector," *Journal of Visualization*, Vol. 22, pp. 773-781, 2019.
 7. Sakaki, K., Kakudo, H., Nakaya, S., Tsue, M., Kanai, R., Suzuki, K., Inagawa, T. and Hiraiwa, T., "Performance Evaluation of Rocket Engine Combustors using Ethanol/Liquid Oxygen Pintle Injectors," *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Salt Lake City, U.T., U.S.A., AIAA 2016-5080, July 2016.
 8. Lee, S., Kim, D.H., Koo, J. and Yoon, Y., "Spray Characteristics of a Pintle Injector based on Annular Orifice Area," *Acta Astronautica*, Vol. 167, pp. 201-211, 2020.
 9. Lee, S., Kim, D.H., Koo, J. and Yoon, Y., Corrigendum to "Spray Characteristics of a Pintle Injector based on Annular Orifice Area," *Acta Astronautica*, Vol. 173, pp. 473-474, 2020.
 10. Kim, D.H., Lee, S. and Yoon, Y., "Droplet Size Control in Gas-Liquid Pintle Injectors," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 64, No. 2, pp. 91-100, 2021.
 11. Heo, S., Kim, D.H., Lee, S. and Yoon, Y., "Study on Spray Angle of a Throttleable Pintle Injector according to Total Momentum Ratio based on Hot Fire Test Conditions," *Journal of ILASS-Korea*, Vol. 25, No. 3, pp. 126-131, 2020.
 12. Kozlov, A.A., Vorobiev, A.G. and Borovik, I.N., "Small Liquid Rocket Engines(in Russian)," *Moscow Aviation Institute*, Moscow, Russia, 2013.
 13. Pnomareko, A., "RPA - Tool for Rocket Propulsion Analysis," *Space Propulsion Conference*, Cologne, Germany, SP2014-2967435, May 2014.
 14. Bezmenova, N.V. and Shustov, S.A., "Formation of the Thermal and Gas dynamic CAE-Models of Virual Flows of Combustion Products in Chambers and Gas Generators of LRE taking into account on Ideal flow of the working Processes(in Russian)," *Publishing House of SSAU*, Samar, Russia, 2010.
 15. Spencer, D.R., "Variable Area Injector for Rocket Engine," US3722219A., 27 Mar. 1973.
 16. Matthew J.C., James R.H. and Yang, V., "Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 5, pp. 897-923, 2010.
 17. Son, M. "Correlations between Spray and Combustion Characteristics of a Movable Pintle Injector for Liquid Rocket Engines," Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Gyeonggi-si, Gyeonggi-do, Korea, 2017.
 18. Son, M., Yu, K., Koo, J., Kwon, O.C. and Kim, J.S., "Effects of momentum ratio and weber number on spray half angles of liquid controlled pintle injector," *Journal of*

- Thermal Science*, Vol. 24, No. 1, pp. 37-43, 2015.
19. Kang, D., Hwang, D., Lee, B.Y., Kim, J., Choi, H.S. and Ko, Y., "A study on spray and mixing characteristics of a liquid-liquid pintle injector with the variation of total momentum ratio," *2019 Fall Korean Society of Propulsion Engineers Conference*, Busan, Korea, KSPE 2019-2184, 2019.
20. McBride, B.J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications II. User Manual and Program Description," *NASA Reference Publications*, Vol. 1311, E-8017-1, 1996.
21. Kang, C., Hwang, D., Ahn, J., Lee, J., Lee, D. and Ahn, K., "Methane Engine Combustion Test Facility Construction and Preliminary Tests," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 3, pp. 89-100, 2021.