

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.3.001>

전단동축인젝터를 이용한 액상 케로신 및 젤 케로신의 연소특성에 대한 실험적 연구

한승주^a · 문희장^{b,*}

Experimental Investigation on Combustion Characteristics of Liquid Kerosene and Gelled Kerosene Using Shear Coaxial Injector

Seongjoo Han^a · Heejang Moon^{b,*}

^aCenter for Reliability Engineering in Mechanical and Aerospace Industry, Korea Aerospace University, Korea

^bSchool of Mechanical and Aerospace Engineering, Korea Aerospace University, Korea

*Corresponding author. E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

ABSTRACT

In this study, a hot-firing test of a lab-scale gel rocket motor using liquid kerosene and gelled kerosene as fuel was performed in order to analyze the discrepancy of the static and dynamic pressure between the two fuels. The static pressure, characteristic velocity, and characteristic velocity efficiency of the liquid kerosene and gelled kerosene did not show any significant difference. However, in the case of dynamic pressure characteristics, the pressure oscillation amplitude in a specific high frequency region of the gelled kerosene demonstrated a significantly higher amplitude than liquid kerosene case. This is considered to be the effect of an intrinsic combustion mechanism of the gel propellant, and it can be postulated that this may act as a dominant factor influencing the high frequency combustion instability of the gel rocket motor.

초 록

본 연구에서는 lab-scale 젤로켓모터를 이용하여 액상 케로신 연료와 이를 젤화 시킨 젤 케로신 연료의 연소시험을 수행함으로써, 각 연료별 연소실 정압특성 및 동압특성에 대해 분석하였다. 액상 케로신과 젤 케로신의 정압, 특성속도 및 특성속도 효율은 예상외로 큰 차이를 보이지 않음을 확인하였다. 그러나 액상 케로신과 젤 케로신의 동압 특성을 비교한 결과, 특정 고주파수 영역에서 젤 케로신의 압력 진폭이 액상 케로신 대비 증가하는 것을 확인하였다. 이는 젤 추진제의 고유 연소 메커니즘에 기인한 특성으로 여겨지며, 이들 압력 섭동 진폭이 추후 젤로켓모터의 고주파 연소불안정에 영향을 미치는 주요 인자로 적용될 가능성이 클 것으로 판단되었다.

Key Words: Gel Propellant(젤 추진제), Liquid Kerosene(액상 케로신), Gelled Kerosene(젤 케로신), Combustion Characteristic(연소특성), Shear Coaxial Injector(전단동축인젝터)

Received 1 March 2020 / Revised 16 April 2020 / Accepted 19 April 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

A_t	: Nozzle throat area
b	: Mass flow rate exponent ($b=0.5$ for incompressible flow)
c^*	: Characteristic velocity
d_c	: Combustion chamber diameter
d_{gel}	: Injector orifice diameter
d_{ox}	: Annular gas gap diameter
d_t	: Nozzle throat diameter
K	: Consistency index of HB model
k	: Mass flow rate coefficient
L^*	: Characteristic length, ($L^* = V_c/A_t$)
L_c	: Combustion chamber length,
L_{gel}	: Orifice length
L_{gel}/d_{gel}	: Injector orifice L/D ratio
L_t	: Nozzle contraction length,
$m_{gellant}$: Mass of gellant
m_{fuel}	: Mass of fuel
\dot{m}	: Mass flow rate
\dot{m}_p	: Propellant mass flow rate
n	: Flow index of HB model
p_c	: Combustion chamber pressure
t_{gel}	: Injector tip thickness
V_c	: Combustion chamber volume
Δp	: Injection pressure
$\dot{\gamma}$: Shear rate ($\dot{\gamma} > 0$)
η	: Apparent viscosity
τ_0	: Yield stress

1. 서 론

젤로켓모터(gel rocket motor)는 액체로켓엔진 대비 높은 저장성, 고체로켓모터 대비 높은 비추력의 장점으로 인해 최근 차세대 로켓 추진기관으로써 조명 받고 있다[1-4]. 젤 추진제는 연료와 산화제가 예혼합되어 있는 고체 추진제에 비해 크랙(crack) 및 충격(shock)에 대한 민감도가 낮

아 우발적 발화의 위험이 낮은 장점이 있으며 액체 추진제에 비해서는 유출 및 누설, 또는 증기로 인한 폭발 위험성이 현저하게 낮은 장점이 있다. 기본적으로 액체로켓엔진과 유사한 시스템을 사용하기 때문에 액체로켓엔진의 장점인 추력제어의 용이성 등을 두루 갖추고 있으며 나아가 높은 점성으로 인해 고에너지 입자 첨가가 매우 용이하여 밀도비추력을 증가시킬 수 있다. 또한, 높은 점도로 인해 유도무기에 적용할 시 고기동으로 인한 저장탱크 내 슬로싱(sloshing) 현상에 매우 강한 장점이 있다.

젤 추진제는 기반유체(base fluid)에 콜로이드(colloidal) 구조 또는 폴리머(polymer) 구조를 구성시키는 젤화제(gelling agent or gellant)를 첨가하여 제작되는 추진제이며 일반적으로 젤화제는 증점제(thickening agent)의 역할을 하게 된다. 첨가되는 젤화제는 유기계(organic) 젤화제와 무기계(inorganic) 젤화제로 분류되며, 무기계 젤화제는 젤화(gelification or gellation)가 용이하고 경제적이라는 장점으로 인해 젤 추진제 개발 초기단계와 기반유체의 선정과정에서 기초연구 목적으로 주로 사용되나, 연소반응에 참여하지 않아 추진제 충전 효율을 크게 감소시키므로 개발 초기단계 이후에는 거의 사용하지 않는다. 젤화제의 첨가로 인해 복잡한 구조를 갖는 젤 추진제는 비뉴턴 유체의 거동을 보이며 전단율(shear rate)에 따라 점성이 변화하는 특징을 가진다. 젤 추진제의 경우 전단율이 증가함에 따라 점성이 낮아지는 전단박화(shear-thinning) 유체를 사용하며 이와 같은 특성으로 인해 반고체상태(semi-solid state)로 저장되어 있는 추진제는 공급관, 인젝터를 통해 액체 상태로 변화되어 액체 추진제와 유사한 메커니즘으로 미립화 및 연소가 가능하다[1,5]. 그러나 젤 추진제는 높은 점성으로 인해 상대적으로 액체 추진제에 비해 높은 공급 압력이 요구된다는 단점을 유발한다[1,2]. 또한, 미립화의 어려움으로 인해 연소율이 낮으며, 기반유체에 비해 상대적으로 느린 연소율(burning rate)을 갖는 젤화제로 인해, 분무를 통해 형성된 젤 액적 자체의 연소율이 낮은 단점이 있다고 보고되고 있다[6-9].

젤 추진제의 낮은 연소율은 Fig. 1과 같은 연소메커니즘에 있다. 젤 연료 액적이 젤화제와 기반유체가 균질하게 혼합되어 있다고 가정하고, 젤 액적이 주변으로부터 열전달을 통해 가열되면 Fig. 1의 (a) 단계와 같이 젤 연료의 표면에서는 기반 유체가 젤화제에 비해 먼저 기화되어 젤화제만이 남게 되며 젤화제 층을 형성하게 된다. 이 젤화제 층은 기반유체로의 열전달을 방해하여 젤 액적의 기화를 느리게 만든다. Fig. 1의 (b) 단계에서는 젤화제 층 내의 기반유체가 열전달을 받아 기화가 되면, 기화된 가스는 젤화제 층 내에 머무르게 되며 표면장력 이상의 압력이 작용하였을 때 미세폭발을 일으키며 배출된 후 연소된다.

위와 같은 젤 액적의 연소 메커니즘은 일부 연구자에 의해 파악되었으나[6-9], 이러한 연소메커니즘을 갖는 젤 액적이 연소실 내에서 연소되었을 때 어떠한 영향을 미치는 지에 대한 연구를 수행한 문헌은 공개된 바 없다.

이에 본 연구에서는 lab-scale 젤로켓모터를 이용한 액상 케로신 및 젤 케로신의 연소시험을 수행함으로써 위와 같은 연소메커니즘이 정압 및 동압 특성에 미치는 영향을 파악하고자 한다.

2. 실험장치

2.1 젤 케로신의 유변학적 특성

일반적으로 젤 추진제는 탱크 내에서 높은 점도를 가지고 있어 일반 액체 추진제 대비 발사체의 진동 및 갑작스러운 기동에 둔감한 장점을 가지며, 이러한 높은 점도는 저장탱크에서 인젝터로 분사될 때까지 강한 전단력 아래에서 점도

가 감소하게 된다. 이러한 점도 변화는 일반적으로 겔보기 점성계수(apparent viscosity, η)를 이용하여 설명되며, 항복응력(τ_0)이 존재하는 유체의 점도변화를 설명할 때 많이 사용되는 Herschel-Bulkley(HB) 모델은 Eq. 1과 같이 표현된다[10].

$$\eta = \frac{\tau_0}{\dot{\gamma}} + K \dot{\gamma}^{n-1} \tag{1}$$

젤 케로신의 유변학적 특성은 많은 연구자에 의해 연구되었으나[2,3,7,11], 본 연구에서는 사용된 젤화제의 종류가 같고 젤화 과정을 돕기 위한 부가적인 물질이 첨가되지 않아 젤 연료의 구성이 동일한 Jang[12]의 연구결과를 활용하였으며 전단률에 따른 점도변화를 Fig. 2에 나타내었다.

또한, Jang의 연구결과[12]를 바탕으로 젤 케로신의 HB모델 상수를 정리하였으며, 이는 Table 1과 같다. 전단률이 증가하며 점도가 감소하는 전단박화 현상이 전 측정구간에서 일어남을 확인하였으며, Table 1 내 K/T 7.5 wt%의 경우 측정 중 시료가 고형화되어 측정이 불가능하

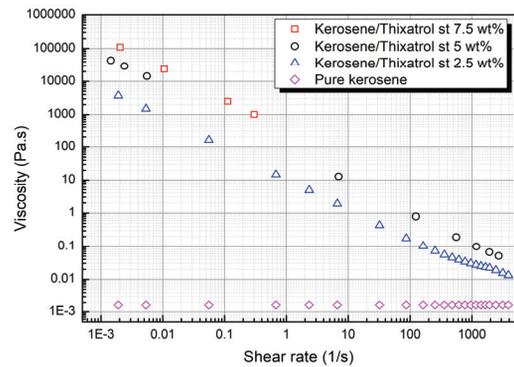


Fig. 2 Rheological properties of gelled kerosene [12].

Table 1. HB model coefficient of gelled kerosene.

Fluid	τ_0	K	n	R^2
K/T 2.5 wt%	7.08	0.77	0.49	0.99
K/T 5.0 wt%	9.11	0.45	0.01	0.99
K/T 7.5 wt%	-	-	-	-

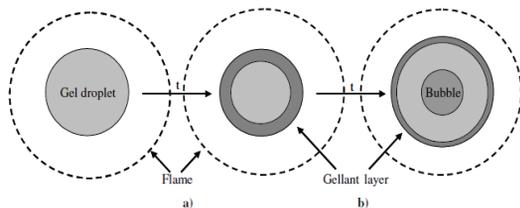


Fig. 1 Schematic of gel droplet burning [6].

였다고 언급되어 있다[12].

2.2 젤 케로신의 제작 및 선정

본 연구에서는 연소반응에 참여하는 유기계 젤화제인 Thixatrol ST를 첨가하여 젤 추진제를 제작하였다. 젤화제의 균질한 분포를 위해 homogenizer를 이용하여 60 min 동안 교반을 수행하였다. 연소시험을 위한 젤화제 함유량은 배관 내의 유동성을 고려하여 5 wt%로 선정하여 연소시험을 수행하였다. 젤화제 및 기반유체와의 비율은 Eq. 2와 같다.

$$\text{Additive ratio : wt\%} = \frac{m_{\text{gellant}}}{m_{\text{fuel}} + m_{\text{gellant}}} \quad (2)$$

2.3 연소시험장치

본 연구에서 사용된 연소시험장치는 크게 추진제 공급부, 연소기, 점화기로 나누어지며 상세한 실험장치 구성도는 Fig. 3에 나타내었다. 질소를 이용한 기체가압방식을 이용하여 젤 연료를 공급하였으며, 젤 연료 실린더 내부에 피스톤 헤드를 두어 젤 연료가 일정하게 공급될 수 있도록 구성하였다. 매니폴드의 상단에 1개의 정압 센서와 1개의 동압센서를 통해 공급되는 젤 연료의 정압과 동압을 각각 측정하도록 구성하였으며, 연소실에도 1개의 정압센서와 1개의 동압센서를 통해 연소실의 정압특성과 동압특성을

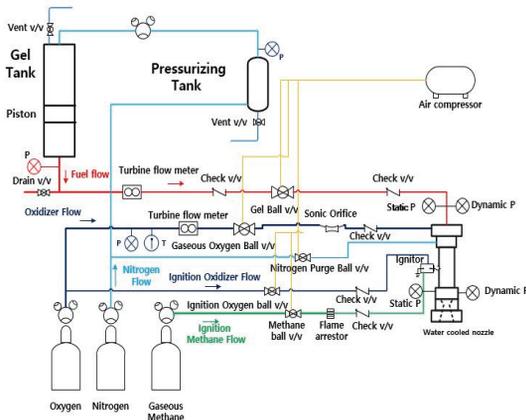


Fig. 3 Schematic of gel rocket motor experimental setup.

파악할 수 있도록 구성하였다. 젤 연료의 유량은 터빈유량계(turbine flow meter)를 이용하여 측정하였다. 산화제로는 기체산소를 사용하였으며, 연소 중 일정한 산화제 유량을 공급하기 위하여 초음속 오리피스(sonic orifice)를 설치하였고, 오리피스의 면적을 변화시킴으로써 유량을 조절하였다. 기체산소의 유량 측정은 젤 연료와 마찬가지로 터빈유량계를 사용하였으며, K-type 열전대와 정압센서를 이용하여 공급되는 기체의 밀도를 계산하였다. 모든 데이터는 연소실 내의 동압 특성을 파악하기 위해 40 kHz의 속도로 데이터를 샘플링 하였다.

2.4 연소기

연소시험을 위한 lab-scale 젤로켓모터의 형상 및 제원은 각각 Fig. 4와 Table 2에 나타내었다. 젤 연료의 연소를 위한 lab-scale 젤로켓모터는 인젝터 및 매니폴드, 연소실 그리고 노즐로 구성하였다. 젤 케로신의 점화를 위하여 토치점화(torch) 방식과 화약점화(pyrotechnic) 방식이 고려되었으나, 부수적으로 생성되는 연소생성물에

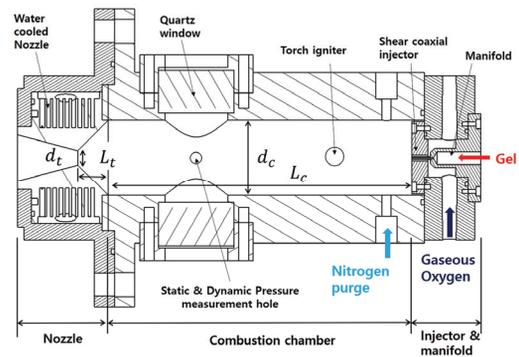


Fig. 4 Slice view of lab-scale gel rocket motor.

Table 2. Specification of combustion chamber [13].

Combustion chamber length, L_c (mm)	246
Nozzle contraction length, L_t (mm)	24.30
Combustion chamber diameter, d_c (mm)	60
Nozzle throat diameter, d_t (mm)	9
Characteristic length, L^* (m)	10.93

의한 연소특성 변화의 방지를 위해 토치점화 방식을 선정하였다. 토치 점화기는 기체메탄과 기체산소, 스파크 플러그로 구성하였으며 미터링 밸브를 이용하여 O/F비(Oxidizer to Fuel ratio) 4.0 비율로 공급하였다. 또한, 토치 점화기는 연소실 중단에 위치시켜 젤 추진제를 점화하였다. 연소종료 후 잔여 가스 배출 및 냉각을 위한 질소 퍼지 관은 연소기 측면에서 공급할 수 있도록 배치하였고, 노즐은 재킷 수냉각(jacket water cooling) 방식을 채택하였으며 열전달률을 높이기 위하여 구리로 제작하였다. 특성길이(L^*)는 실험적으로 측정되며 추진제가 완전히 연소되는데 필요한 연소실 내 체류시간을 포함하는 지표로써 연소실 크기를 결정하는 경험적 설계 변수로 많이 사용된다. 본 연구에 사용될 기체산소/젤 케로신의 특성길이에 대한 공개된 문헌이 존재하지 않음에 따라 액체산소/케로신의 특성길이인 $L^*=1.03 \text{ m}$ [14]를 사용하여 연소실을 설계하였으며, 특성길이에 비해 약 10배 높은 값을 설정하여 공급된 젤 연료 및 산화제가 완전히 연소될 수 있도록 설계하였다.

2.5 전단동축인젝터

본 연구에서는 젤 연료의 미립화를 위해 전단동축인젝터를 사용하였다. 동축인젝터는 다른 형태의 인젝터에 비해 낮은 차압에서도 미립화가 잘 일어나는 장점을 가지며, 인젝터 차압에 따른 분무 구조가 유사하다는 장점을 갖는다[15]. 본 연구에서는 기반 유체인 액상 케로신과 젤 케로신의 연소특성을 동일한 인젝터를 이용하여 비교·분석할 예정이므로, 인젝터 차압 및 분무구

조가 크게 차이 날 경우 비교하는 데 있어 어려움이 발생한다. 따라서 동축인젝터의 형태가 유리할 것으로 판단하였고, 그 중 가장 단순한 구조를 갖는 전단동축인젝터를 이용하여 실험을 수행하였다. 전단동축인젝터의 중심에서 액체 연료인 액상 케로신과 젤 케로신이 분사되고 환형 갭으로 기체산소가 분사되는 형태로 설계하였으며, 유사한 차압 범위에서 연소실 압력을 변화시키고자 총 3가지 타입의 인젝터를 설계하여 실험을 수행하였다. 도식화된 인젝터의 형상 및 설계 변수는 Fig. 5 및 Table 3과 같다. 중심의 젤 노즐의 직경은 각 0.6 mm, 0.85 mm, 1.0 mm, 그리고 주변 산화제 유로의 면적은 약 16.5 mm^2 으로 고정하였다. 인젝터 내 유로의 L/D 비가 전단박화 현상으로 인한 젤의 점도 변화에 가장 큰 영향을 미치는 인자이긴 하나, Mallory[16]에 따르면 $L_{gel}/d_{gel} = 10$ 이상에서는 점도 변화에 따른 미립화 효율차이가 크지 않다는 연구결과를 바탕으로 리세스 길이를 동일하게 하는 방향으로 인젝터 설계를 진행하였다.

3. 실험결과

3.1 Cold-flow Test 결과

Fig. 6은 물과 젤 케로신을 이용한 수류 시험을 통해 획득된 공급압력에 따른 질량 유량에 대한 관계를 나타내며 자세한 실험조건은 Table

Table 3. Specification of shear coaxial injector [13].

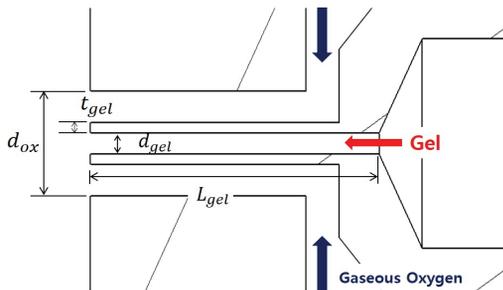


Fig. 5 Slice view of shear coaxial injector [13].

Injector type	Shear coaxial injector		
	Injector orifice diameter, d_{gel} (mm)	0.60	0.85
Tip thickness, t_{gel} (mm)	0.5	0.5	0.5
Orifice length, L_{gel} (mm)	18	18	18
L/D, L_{gel}/d_{gel}	30	21	18
Annular gas gap diameter d_{ox} (mm)	4.85	4.95	5.00
Area of annular Gas Gap	16.46	16.56	16.49

4에 도시하였다. Eq. 3과 같이 표현되는 인젝터 차압(공급압력)에 따른 비압축성 유동의 질량 유량 관계식으로부터 실험 계수를 도출하여 Table 5에 나타내었다. 비압축성의 경우 지수 b 은 0.5의 값으로 고정되며 상수 k 는 토출 계수, 토출구 면적, 유체 밀도의 정보가 포함되어 있다.

$$\text{Mass flow rate} : \dot{m} = k\Delta p^b \quad (3)$$

젤 연료의 경우, 높은 점도로 인해 동일한 차압 및 직경에서 물에 비해 토출되는 유량이 작음을 확인하였다. 반면, 인젝터 직경이 작은 경우에는 인젝터 차압에 따른 물과 젤 케로신의 토출 유량 차이가 크지 않았으나, 인젝터 직경이 증가할수록 토출 유량의 차이가 커지는 것을 확인하였다. 이는 전단력에 따라 점도가 감소하는 젤의 특성으로 인해 직경이 작은 경우에는 전단력의 전과가 관의 중심부까지 전과되어 젤의 점도가 충분히 낮아지는 것으로 사료된다.

3.2 Hot-firing Test 결과

3.2.1 연소시험 조건 및 시나리오

젤 케로신 및 액상 케로신은 수류시험과 동일하게 3 가지 인젝터 직경을 사용하여 실험을 수행하였으며 세 가지 인젝터 모두 유사한 O/F비 영역에서 실험을 수행하였다. 연소시험은 화염유도로 냉각을 시작으로 실험 시작 2초에서 5초까

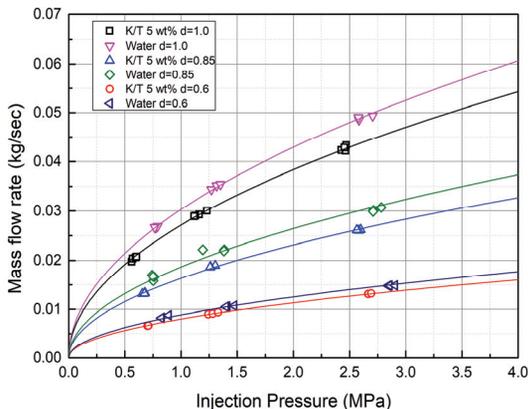


Fig. 6 Cold flow results of water and gelled kerosene [13].

지 토치 점화기가 작동되며, 4초부터 8초까지 연료 및 산화제가 분사된다. 토치 점화기의 작동이 중지된 후 총 4초간 연소가 지속되며 연소가 종료된 후 질소를 이용하여 잔여가스 배출 및 연소기 냉각을 10초 동안 수행하였다. 액상 케로신 및 젤 케로신 연소시험의 자세한 조건은 Table 6에 나타내었다.

3.2.2 연소실 정압특성

Fig. 7과 Fig. 8은 $d=1.0$ mm 케이스의 시간에 따른 액상 케로신 및 젤 케로신의 매니폴드 정압 및 연소실 정압을 나타낸다. 연료와 산화제가 공급됨에 따라 4초부터 연소실 압력이 상승하며, 9초 근방에는 질소 퍼지로 인해 연소실 압력이 약 0.5 MPa 정도 상승하였다. 데이터의 처리를 위해 연소실 압력이 안정화되는 구간인 6초에서 8초 사이의 평균 데이터를 이용하여 결과를 도출하였으며 시간 평균화된 연소시험 결과는 각각 Table 7과 Table 8에 나타내었다. Fig. 9는 수행된 정상상태 연소시험의 추진제 질량유량에

Table 4. Experimental conditions of cold flow test [13].

Operating fluid	K/T 5 wt%	Water	
Fluid density (kg/m ³)	810	1000	
Injector diameter (mm)	0.6	0.85	1.0
Supply pressure (MPa)	1.0	1.5	3.0
Fuel mass flow rate (kg/sec)	0.011	0.015	0.025
Spray time (sec)	5		

Table 5. Mass flow rate coefficient in Eq. 3.

Operating fluid	Injector diameter (mm)	k	b
Water	$d = 0.60$	0.0089	0.5
	$d = 0.85$	0.0187	
	$d = 1.00$	0.0304	
K/T 5 wt%	$d = 0.60$	0.0080	
	$d = 0.85$	0.0163	
	$d = 1.00$	0.0272	

Table 6. Experimental conditions of hot-firing test [13].

Fuel injector diameter (mm)	0.6	0.85	1.0
Oxidizer gap area (mm ²)	16.46	16.56	16.49
Oxidizer supply pressure (MPa)	3.0	4.5	6.0
Oxidizer mass flow rate (kg/sec)	0.025	0.035	0.056
Fuel supply pressure (MPa)	2.5	3.0	3.5
Fuel mass flow rate (kg/sec)	0.011	0.015	0.025
Fuel injection velocity (m/sec)	26	25	28
Designed combustion chamber pressure (MPa)	1.0	1.5	2.0
Designed O/F ratio	2.27	2.3	2.24
Oxidizer	Gas Oxygen		
Fuel	Kerosene, Kerosene/Thixatrol ST 5 wt%		
Fuel density (kg/m ³)	810		
Ignition supply pressure (MPa)	0.1		
Ignitor	Torch type - Gaseous Methane/Gaseous Oxygen		
Combustion time (sec)	4		
Test sequence (sec)	0	Test start	
	2-5	Ignition	
	4-8	Main combustion	
	9-19	Purge	
	20	Test end	

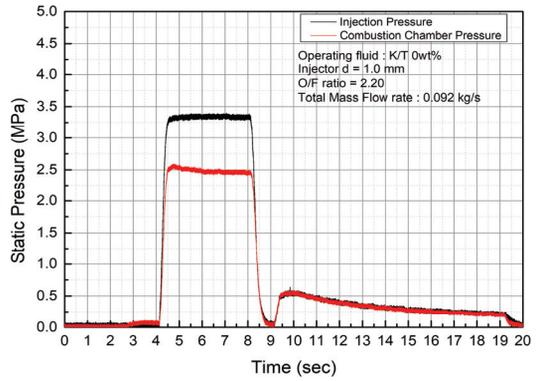


Fig. 7 Static pressure time trace of manifold and combustion chamber for liquid kerosene [13].

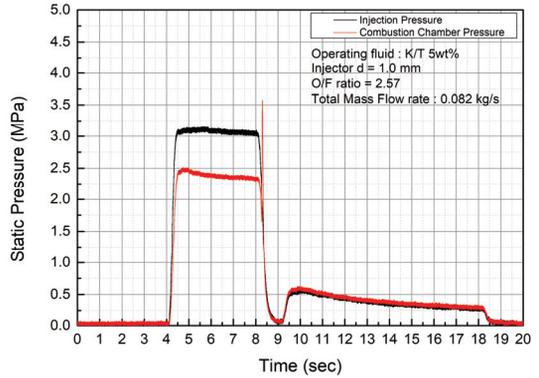


Fig. 8 Static pressure time trace of manifold and combustion chamber for gelled kerosene [13].

따른 평균 연소실 정압을 나타낸 것으로써 추진제 질량유량에 따라 연소실 압력이 선형적인 관계로 증가하는 것을 확인하였다. 추진제 질량유량 0.03 kg/sec에서 0.04 kg/sec의 범위에서는 액상 케로신과 젤 케로신의 추진제 질량유량에 따른 연소실 압력이 큰 차이를 보이지 않으나, 추진제 질량유량 0.05 kg/sec 이상에서는 동일한 추진제 질량유량에 대해 액상 케로신의 연소실 압력이 젤 케로신 보다 낮게 형성되는 것을 확인할 수 있다. 이는 추진제 질량유량 0.05 kg/sec 이상에서 젤 케로신의 연소시험이 이론 O/F비($O/F_{stoi} = 2.35$)에 근접한 조건에서 수행되어 발생된 결과라 사료되나, 추후 동일한 O/F비 조건에서 수행한 실험과 비교하여 이를 검증할

Table 7. Hot-firing test results of liquid kerosene [13].

Fuel	Kerosene		
Fuel injector diameter (mm)	0.6	0.85	1.0
Averaged oxidizer mass flow rate (kg/sec)	0.024	0.043	0.059
Averaged fuel mass flow rate (kg/sec)	0.013	0.022	0.029
Averaged fuel injection velocity (m/sec)	34.01	39.54	41.71
Averaged combustion chamber pressure (MPa)	0.91	1.73	2.26
Averaged O/F ratio	1.84	1.94	2.02

Table 8. Hot-firing test results of gelled kerosene [13].

Fuel	Kerosene /Thixatrol ST 5 wt%		
Fuel injector diameter (mm)	0.6	0.85	1.0
Averaged oxidizer mass flow rate (kg/sec)	0.024	0.038	0.055
Averaged fuel mass flow rate (kg/sec)	0.012	0.018	0.023
Averaged fuel injection velocity (m/sec)	28.3	27.8	28.4
Averaged combustion chamber pressure (MPa)	0.76	1.39	2.17
Averaged O/F ratio	1.94	2.10	2.35

예정 에 있다.

Fig. 10은 액상 케로신의 CEA(Chemical Equilibrium with Applications) 결과를 바탕으로 기체산소/젤 케로신의 O/F비에 따른 특성속도 효율 비교를 위하여 실험 특성속도는 Eq. 4를 이용하여 도출하였으며, 실험조건 대부분에서 액상 케로신과 젤 케로신은 90%이상의 특성속도 효율을 보였다. 이는 연소실 설계 시충분한 특성길이(L*)를 확보하였기에 위와 같은 결과가 도출되는 것으로 사료된다.

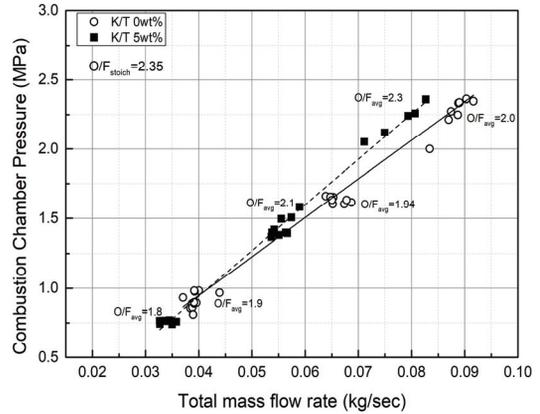


Fig. 9 Static combustion pressure on total mass flow rate.

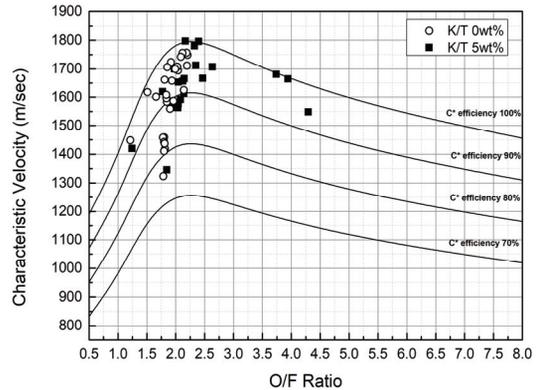


Fig. 10 Characteristic velocity on O/F ratio for liquid and gelled kerosene.

$$\text{Characteristic velocity} : c^* = \frac{p_c \cdot A_t}{\dot{m}_p} \quad (4)$$

3.2.3 연소실 동압특성

Fig. 11과 Fig. 12는 각각 액상 케로신과 젤 케로신의 동압센서로 측정된 매니폴드 압력의 FFT(Fast Fourier Transform)를 나타내며 Fig. 13과 Fig. 14는 연소실 압력의 FFT를 나타낸다. 매니폴드의 FFT 결과와 연소실 압력의 FFT 결과를 통해 공급계의 압력진동과 연소실의 압력은 큰 관계가 없는 것으로 확인되어 저주파 불안정은 발생하지 않는 것으로 사료된다.

Fig. 13과 Fig. 14를 살펴보면, 인젝터 직경이 증가하면서 약 1700 Hz~2200 Hz의 고주파 영역의 주파수가 변화하는 것을 확인할 수 있다. 인젝터 직경을 제외하고 연소실의 기하학적 형상이 동일한 조건하에 수행된 실험이기 때문에 고유음향장의 변화는 크지 않다고 가정하면, 이러한 주파수의 이동은 인젝터 직경이 증가함으로써 발생하는 분무특성의 변화로 인해 발생된 결과라고 판단한다.

Fig. 13과 Fig. 14에서 확인할 수 있듯이 전체적인 압력진폭이 상당히 작아 전반적으로 안정적인 연소가 일어나는 것으로 사료되나, 그 경향성을 비교해 보자면 액상 케로신 $d=1.0$ mm에 비해 젤 케로신 $d=1.0$ mm의 경우가 특정 주파

수에서 진폭이 급격히 증가하는 것을 확인할 수 있다.

젤 연료가 인젝터를 통과하면서 전단박화 현상으로 인해 젤의 점성이 낮아 졌다 하더라도, 젤 연료 액적의 연소는 Fig. 1과 같은 연소 메커니즘을 가지고 일어나 표면의 젤화제 층으로 인해 기화 및 연소과정은 상대적으로 기반유체에 비해 느리게 일어난다. Crocco의 시간지연[17-19]의 개념을 도입하여 만약 연소실에 공급된 연료가 분열되고 연소되기까지 시간지연이 없고, 노즐로 배출되는 유량이 연소실로 공급되는 유량과 같다고 가정한다면, 연소실 압력은 진동 없이 일정하게 유지된다. 따라서 위와 같은 압력의 진동은 액적이 어떠한 시간지연을 가지고 연소됨

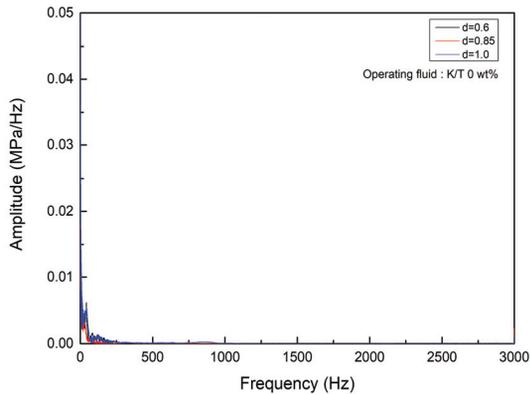


Fig. 11 Manifold pressure FFT results of liquid kerosene.

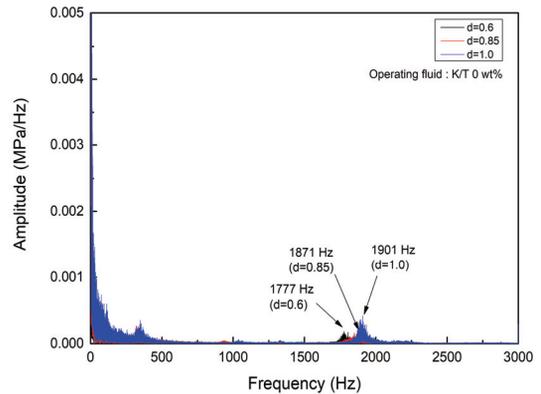


Fig. 13 Combustion chamber pressure FFT results of liquid kerosene.

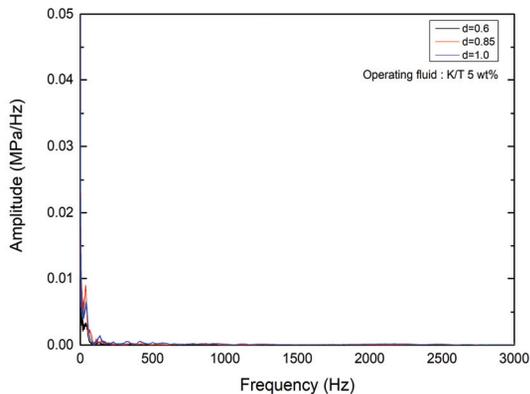


Fig. 12 Manifold pressure FFT results of gelled kerosene.

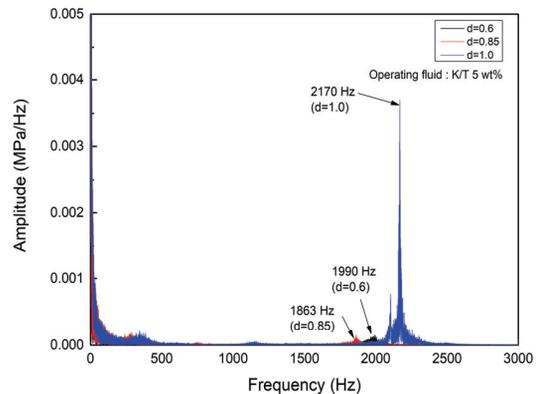


Fig. 14 Combustion chamber pressure FFT results of gelled kerosene.

을 의미하며, 그 시간지연이 클수록 연소되지 않고 연소실에 잔류하는 액적의 양이 많다는 것을 의미하므로, 일정 시간지연 후 잔류액적이 한꺼번에 연소되어 연소실의 압력진폭은 커지게 된다. 따라서 위와 같은 연소실 압력진동의 증폭은 젤 고유의 연소 메커니즘으로 인한 연소 지연효과라 사료된다.

더욱이, Delplanque와 Sirignano[20]에 따르면 액적의 기화과정은 L-모드 연소불안정의 잠재적 인자가 될 수 있다고 언급하고 있다. 따라서 이러한 젤 추진제의 고유 연소 메커니즘은 젤로켓 모터의 고주파 연소불안정에 영향을 미치는 인자로 작용할 가능성이 있다고 사료된다. 또한 $d=1.0$ mm에서 이러한 영향이 가장 강하게 나타나는 이유는 형성되는 액적의 크기가 다른 인젝터 직경 대비 크고, 공급 유량이 크기 때문에 시간지연의 효과가 두드러지기 때문이라 판단된다. 그러나 이는 추후 액적 크기에 대한 정확한 비교가 수행되어야 하며, 동일 O/F비에서의 비교를 통해 O/F비에 따른 연소불안정성에 대한 정확한 비교가 수행되어야 할 것이다.

4. 결 론

본 연구에서는 lab-scale 젤로켓모터를 이용하여 액상 케로신과 젤 케로신의 연소시험을 수행함으로써, 연소실 정압특성 및 동압특성에 대해 분석하였다. 액상 케로신과 젤 케로신의 정압, 특성속도 및 특성속도 효율은 큰 차이를 보이지 않음을 확인하였다. 그러나 액상 케로신과 젤 케로신의 동압 특성을 비교한 결과, 특정 고주파수 영역에서 액상 케로신에 비해 젤 케로신의 압력진폭이 증가하는 것을 확인하였다. 이는 젤 추진제의 고유 연소 메커니즘의 영향이라 판단되며, 이는 추후 젤로켓모터의 고주파 연소불안정에 영향을 미치는 인자로 작용할 가능성이 있다고 사료된다. 그러나 젤 추진제는 젤화제의 종류에 따라 결합구조가 다르며, 이에 따라 유변학적 특성 및 분무특성이 변화하는 점을 인지해야 한다. 또한, 액상 케로신과 젤 케로신의 액적 직경의

정확한 정보가 상호 비교되어야 하며, 액적의 수명, 열관성, 열확산률, 액적 내부의 순환 등 액적 연소의 시간지연에 영향을 주는 변수들에 대한 심도 있는 연구가 추가로 필요할 것으로 사료된다.

후 기

본 논문은 미래창조과학부의 지원(NRF-2017 M1A3A3A02016561) 및 서울대학교 차세대 우주 추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도 연구센터지원사업(과제번호: NRF-2013R1A5A1073861)을 받아 수행된 연구로서 지원에 감사드립니다.

References

1. Natan, B. and Rahimi, S., "The Status of Gel Propellants in Year 2000," *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 5, pp. 1-6, 2002.
2. Ciezki, H., Robers, A. and Schneider, G., "Investigation of the Spray Behavior of Gelled Jet-A1 Fuels Using an Air Blast and an Impinging Jet Atomizer," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indianapolis, I.N., U.S.A., AIAA 2002-3601, Jul. 2002.
3. Ciezki, H.K., Hürttlen, J., Naumann, K.W., Negri, M., Ramsel, J. and Weiser, V., "Overview of the German Gel Propulsion Technology Program," *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, O.H., U.S.A., AIAA 2014-3794, Jul. 2014.
4. Ciezki, H.K. and Natan, B., "An Overview of Investigations on Gel Fuels for Ramjet Applications," *17th International in Symposium on Airbreathing Engines*, Munich,

- Germany, Sep. 2005.
5. He, B., Nie, W. and He, H., "Unsteady Combustion Model of Nonmetalized Organic Gel Fuel Droplet," *Energy & Fuels*, Vol. 26, No. 11, pp. 6627-663, 2012.
 6. Kunin, A., Natan, B. and Greenberg, J., "Theoretical Model of the Transient Combustion of Organic-Gellant-Based Gel Fuel Droplets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 4, pp. 765-771, 2010.
 7. Mishra, D., Patyal, A. and Padhwal, M., "Effects of Gellant Concentration on the Burning and Flame Structure of Organic Gel Propellant Droplets," *Fuel*, Vol. 90, No. 5, pp. 1805-1810, 2011.
 8. Solomon, Y., DeFini, S., Pourpoint, T. and Anderson, W., "Gelled Monomethyl Hydrazine Hypergolic Droplet Investigation," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 1, pp. 79-86, 2013.
 9. Solomon, Y., and Natan, B., "Experimental Investigation of the Combustion of Organic-Gellant-Based Gel Fuel Droplets," *Combustion Science and Technology*, Vol. 178, No. 6, pp. 1185-1199, 2006.
 10. Herschel, W. and Bulkley, R., "Konsistenzmessungen von Gummi-Benzollösungen," *Colloid & Polymer Science*, Vol. 39, No. 4, pp. 291-300, 1926.
 11. Kim, J.W., Jun, D.S., Kang, T.G., Jang, S.P., Koo, J.Y. and Moon, H.J., "Rheological Characteristics of Kerosene Gel Fuel with SiO₂ Gellant Derivatives," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 6, pp. 23-31, 2012.
 12. Jang, J.W., "A Study on the Basic Properties and Combustion Characteristics of Kerosene Gel Propellant Using Shear Coaxial Injector," Master Dissertation, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Korea Aerospace University, Goyang, Korea, 2019.
 13. Han, S.J., "Combustion Stability Study of Gelled Rocket Fuel Based on Combustion Time Lag Model," Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Korea Aerospace University, Goyang, Korea, 2020.
 14. Huang, D.H. and Huzel, D.K., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, U.S.A., 1992.
 15. Green, J., Rapp, D. and Roncace, J. "Flow Visualization of a Rocket Injector Spray Using Gelled Propellant Simulants," *27th Joint Propulsion Conference*, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 1991-2198, Jun. 1991.
 16. Mallory, J.A., "Jet Impingement and Primary Atomization of Non-Newtonian Liquids," Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Purdue University, West Lafayette, I.N., U.S.A., 2012.
 17. Crocco, L., "Measurements of the Combustion Time Lag in a Liquid Bipropellant Rocket Motor," *Journal of Jet Propulsion*, Vol. 26, No. 1, pp. 20-25, 1956.
 18. Crocco, L., "Theory of Liquid Propellant Rocket Combustion Instability and Its Experimental Verification," *ARS Journal*, Vol. 30, No. 2, pp. 159-168, 1960.
 19. Crocco, L., "Theoretical Studies on Liquid-Propellant Rocket Instability," *10th Symposium (International) on Combustion*, Cambridge, U.K., Aug. 1964.
 20. Delplanque, J. and Sirignano, W., "Transcritical Liquid Oxygen Droplet Vaporization: Effect on Rocket Combustion Instability," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 12, No. 2, pp. 349-357, 1996.