

반응성 첨가제 농도에 따른 과산화수소 기반 저독성 점촉점화성 추진제의  
점화지연 시험평가량성민<sup>1</sup> · 김규섭<sup>1</sup> · 권세진<sup>1,†</sup><sup>1</sup>한국과학기술원Experimental Ignition Delay Assessment of H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Based Low Toxic Hypergolic  
Propellants with Variation of Reactive Additive ConcentrationSeongmin Rang<sup>1</sup> · Kyu-Seop Kim<sup>1</sup> · Sejin Kwon<sup>1,†</sup><sup>1</sup>Korea Advanced Institute of Science and Technology

## Abstract

A study on the H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> based low toxic hypergolic propellant was conducted. The fuel candidates were chosen as a mixture of Amine solvent and reactive additive. The analytical performance was calculated via the NASA CEA code and 96% Isp of the NTO/UDMH was confirmed. The ignition delay measurement with drop test was performed and all candidates showed less than 10 ms in the best performance cases. Based on these results, the feasibility of high response H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> based low toxic hypergolic propellant was confirmed.

## 초 록

기존 독성 점촉점화성 추진제를 대체할 수 있는 과산화수소 기반 저독성 점촉점화성 추진제에 대한 연구를 수행하였다. Amine 계열 용매와 반응성 첨가제를 이용한 연료 후보군을 선정하고 이들에 대해 CEA code를 이용한 성능해석을 통한 이론적 비추력을 산출하였으며, Drop test를 통해 점화지연을 측정하였다. 해석 결과 산화제 농도 95 wt% 기준 NTO/UDMH 대비 96% 수준의 비추력이 확인되었으며 3종의 연료 후보 모두 10ms 이내의 짧은 점화지연이 확인되었다. 이를 통해 고응답 저독성 점촉점화성 추진제의 개발 가능성이 확인되었으며 향후 비추력과 점화지연 관점의 첨가제 농도 최적화에 대한 연구 필요성을 확인하였다.

**Key Words :** Low toxic Propellant(저독성 추진제), Hypergolic Propellant(점촉점화성 추진제), Hypergolic Ignition (점촉 점화), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Ignition Delay(점화지연), Drop test(액적 낙하 실험)

## 1. 서 론

외기권에서 비행하는 비행체는 공력을 이용할 수 없기에 레도천이 및 자세제어를 위해 일반적으로 로켓 엔진 또는 추력기를 이용한다. 해당 분야의 연구는 2차 세계 대전 이후 본격적으로 진행되었으며 높은 비

추력과 빠른 응답특성 등의 고성능을 얻을 수 있는 hydrazine 계열이 주로 사용되었다. 하지만 이는 강한 독성으로 인해 발암물질로 분류되어 취급에 큰 어려움이 따르고 이에 따른 인프라 구축이 필수적이어서 미국과 러시아 등 일부 우주개발 선진국을 제외한 후발주자들에게는 추진제 충전/시험 시설 등에 대한 투자가 큰 진입장벽으로 작용되고 있다. 이러한 단점을 해결하기 위해 1990년대 이후로 우주개발 선진국과 대한민국, 스웨덴 등 일부 후발주자들을 중심으로 독성이 낮은 저독성 추진제에 대한 연구가 활발히 이루어

Received: Mar. 31, 2020 Revised: May 14, 2020 Accepted: May 17, 2020

† Corresponding Author

Tel: +82-042-350-3721, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

지고 있다.

## 2. 저독성 추진제 연구동향 및 연구목표

### 2.1 저독성 일원추진제 추력기

현재 보고된 저독성 추진제 연구방향은 크게 일원추진제와 이원추진제로 나눌 수 있으며, 일원추진제의 대표적인 사례로는 과산화수소와 hydroxylammonium nitrate(HAN) 및 ammonium dinitramide(ADN) 기반의 추진제를 들 수 있다.

먼저 과산화수소의 경우 KAIST의 연구그룹에서 빠른 응답특성을 갖는 고추력 일원추력기를 개발한 사례가 보고되었다.[1] ADN의 경우 스웨덴의 ECAPS에서 ADN을 기반으로 연료를 블렌딩한 추진제의 개발을 수행하였으며 그 결과 LMP-103S를 적용한 추력기 및 자세제어계를 PRISMA에 탑재하여 실증에 성공한 뒤로 SkySat 등의 위성에 적용되고 있다.[2]

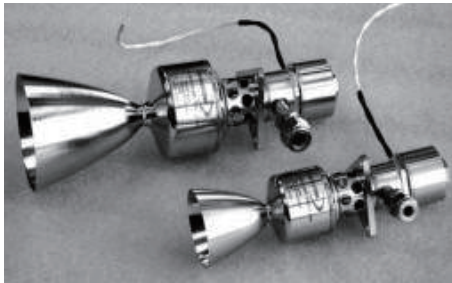


Fig. 1 H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Monopropellant thruster FM[1]

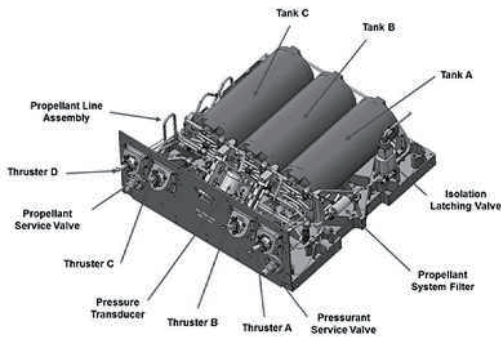


Fig. 2 SkySat Propulsion System[2]

HAN 기반의 추진제는 좀 더 다양한 그룹에서 폭

넓은 연구가 이루어지고 있으며 가장 완성도가 높고 실증수준에서의 성능 검증이 이루어진 사례는 미공군의 AF-M315E이다. 이는 미공군 연구소인 air force research laboratory에서 개발한 추진제로 현재 2019년 6월 25일에 발사된 GPIM(green propellant infusion mission)이라는 위성을 통해 추력기 및 자세제어계에 대한 실증 중에 있다.[3, 4]

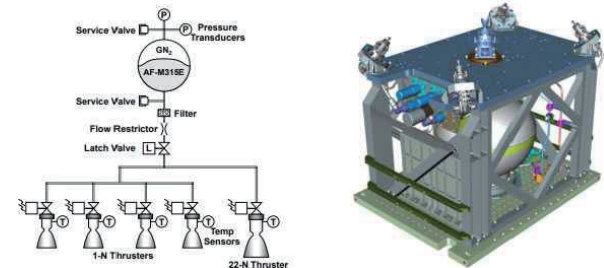


Fig. 3 Schematic and ISO modeling of AF-M315E Propulsion System[3]

저독성 추진제를 이용한 일원추력시스템은 공급계가 단순하고 대부분 촉매반응을 이용하여 연소실 설계 등이 용이하다는 장점이 있으나, 이원추진제에 비해 비추력이 낮고 촉매의 예열이 필요하거나 저온에서 저장시 염이 생성되는 등 운용상의 단점이 존재한다.

### 2.2 저독성 이원추진제 추력기

앞서 살펴본 바와 같이 저독성 일원추력기의 경우 실제 발사체 및 유도무기에 적용하기에 낮은 비추력 등의 치명적인 단점이 있으며, 이에 대한 해결책으로 과산화수소 기반의 저독성 이원추력시스템에 대한 연구가 국내외에서 2000년대부터 들어서 본격적으로 이루어지기 시작하였다.[5-12] 과산화수소를 이용한 접촉점화성 이원추력시스템은 자연분해에 따른 농도 저하에 의한 과산화수소의 장기 저장의 어려움에도 불구하고 아래와 같은 특징을 지니고 있어 독성 이원추력 시스템을 대체할 수 있는 대안으로 주목받고 있다.

- 비교적 단순한 공급계 및 이로 인한 높은 신뢰성
- 자세제어계에 적용 가능한 빠른 응답특성 (<10ms)
- 추진제 충전/배출 등 취급의 용이성

과산화수소를 이용한 이원추진제의 점화방식은 크게 세 가지로 나뉜다. 첫째는 촉매를 연료에 혼합하여 산화제와 연료의 접촉 시 촉매 분해에 의해 발생하는 발열 반응을 통해 연소가 촉발되는 촉매 점화 방식 [8, 9], 고농도 과산화수소와 산화 환원 반응을 일으켜 발열 반응을 야기하는 반응성 첨가제를 혼합하는 방식 [10]이 두 번째이다. 그리고 환원성 작용기(functional group)를 가지는 이온성 연료가 고농도 과산화수소와 분자 단위에서 발열 반응을 통해 접촉 점화 특성을 가지는 것이 마지막 방법이다 [11, 12].

### 2.3 연구목표

본 연구에서는 먼저 반응성 첨가제를 연료에 혼합하는 방식의 과산화수소 기반의 접촉점화성 추진제에 대해 연료 제조 시 사용되는 고에너지 용매를 달리 하여 연료 후보군을 선정하였다. 그리고 CEA code를 이용해 이들에 대한 성능 해석을 수행하여 기존 독성 추진제와의 성능비교를 수행하고자 하였다. 또한 액적 낙하 실험을 통해 동일한 반응성 첨가제에 대한 용매에 따른 점화 지연 특성을 파악하고자 하였으며, 산화제의 농도 역시 다르게 하여 이에 따른 점화 지연 경향 또한 확인하였다. 끝으로 성능 해석 결과와 점화 지연 측정 결과를 종합하여 고에너지 저독성 접촉점화성 추진제의 개발 가능성을 타진하고 향후 개발 방향을 제시하고자 하였다.

## 3. 추진제 성능 분석

### 3.1 추진제 후보군 선정 및 조성

본 연구에서 사용한 연료는 고에너지 용매에 금속수소화물을 혼합한 형태로, 고에너지 용매로는 과산화수소와의 접촉발화 특성이 좋은 것으로 알려진 amine 계열의 용매를 이용하였다. 반응성 첨가제로는 sodium borohydride ( $\text{NaBH}_4$ )를 이용하였으며 첨가제의 농도를 5 wt%, 7.5 wt%, 10 wt%로 달리 하여 첨가제의 농도에 따른 성능 변화 경향을 파악하고자 하였다. 아울러 산화제로는 90 wt%와 95 wt%의 두 가지 농도를 갖는 추진제 등급의 고순도 과산화수소를 적용하여 이에 따른 성능 변화 또한 함께 확인하였다.

Table 1은 본 연구에 사용한 용매 3종과 첨가제,

그리고 대표적 접촉점화성 연료인 UDMH의 GHS hazard 분류기호를 나타내고 있다. 모두 접촉/흡입 등 신체 접촉시 유해하다는 공통점이 있으나 발암물질임을 나타내는 H350은 UDMH에서만 확인된다. 양이 방대하여 본 논문에 수록하지는 않았으나 GHS precautionary의 경우, 다소 차이는 있으나 적절한 보호장구 착용 및 환기의 필요성 등 취급에 있어서 기본적인 사항이 공통적으로 포함되어 있다.

**Table 1** GHS Hazard/Precautionary Statements [13]

	<sup>1</sup> DETA	<sup>2</sup> PDA	<sup>3</sup> EDA	<sup>4</sup> SBH	UDMH
GHS Hazard			H226 H302	H260 H301	H225 H301
	H302	H226	H311	H311	H314
	H312	H302	H314	H314	H331
	H314	H312	H317	H318	H331
	H317	H314	H332	H332	<b>H350</b>
			H334 H412	H360	H411

<sup>1</sup>Diethylenetriamine

<sup>2</sup>1,2-Diaminopropane

<sup>3</sup>Ethylenediamine

<sup>4</sup>Sodium Borohydride

**Table 2** Lethal dose of Solvents and Additive [13]

mg/kg	DETA	PDA	EDA	SBH	UDMH
<sup>1</sup> LD50	1080	2230	1200	162	122
<sup>2</sup> LD50 of Mixture	689.4	979.6	731.4	-	-

<sup>1</sup>Lethal dose, Oral/Rat

<sup>2</sup>LD50 (Oral/Rat) of Solvent-Additive Mixture with 10 wt% of Additive Concentration

Table 2는 본 연구의 용매 3종과 첨가제, 그리고 UDMH의 반수치사량 (LD50)을 나타내고 있다. 용매 3종 모두 UDMH 대비 매우 큰 반수치사량을 보이고 있다. Acute toxicity estimate method를 이용한 용매-첨가제 혼합물의 LD50 또한 함께 표기하였으며 모두 UDMH보다 비교적 큰 반수치사량을 확인할 수 있다. GHS 분류와 반수치사량을 종합적으로 고려할 때 본 연구에서 다루고자 하는 추진제는 모두 비교적 저

독성임을 알 수 있다.

### 3.2 해석 방법 및 조건

NASA의 CEA code [14]를 이용하여 시험에 이용한 추진제의 성능을 이론적으로 분석하였다. 해석 시 CEA code상의 주요 해석조건은 Table 3과 같으며 성능 비교를 위해 동일 조건에 대해 현재 널리 사용되고 있는 독성 접촉점화성 추진제 조합인 UDMH/NTO와 UDMH/IRFNA에 대한 분석 또한 함께 수행하였다. Table 4는 연료로 사용된 용매의 주요 특성을 나타내고 있다.

**Table 3** CEA Analysis Input Condition

Contents	Value
Problem Type	Rocket
Combustion Chamber Pressure	10 bar
Nozzle Condition	Equilibrium
Nozzle Area Ratio	4/10/40/100
Initial Temperature	298.15 K

**Table 4** Physical properties of Solvents [13]

	DETA	PDA	EDA
Formula	C <sub>4</sub> H <sub>13</sub> N <sub>3</sub>	C <sub>3</sub> H <sub>10</sub> N <sub>2</sub>	C <sub>2</sub> H <sub>8</sub> N <sub>2</sub>
Density (mg/ml)	959	900	898
Vapor P. (Pa)	31	1200	1613
Melting T. (°C)	-39.0	-12.0	8.5
Heat of Formation (H <sub>f</sub> <sup>4</sup> , (kJ/mol))	-65.2	-98.2	-63.01

### 3.2 해석 결과 분석

Table 5는 해석 결과를 종합한 표이다. 노즐 면적비 4/10/40/100에 대해 각각 해석을 수행하였으나 모든 면적비에 대해 같은 경향을 나타내어 여기서는 면적비 100에 대한 결과만을 수록하였다.

표에서 알 수 있듯이 산화제의 농도가 높아짐에 따라 더 높은 비추력을 보이고 있으며 이는 쉽게 예상할 수 있는 결과이다. 다음으로 동일한 용매에 대해 첨가

제의 농도에 따른 경향을 살펴보면 모두 근소한 차이 이기는 하나 첨가제의 농도가 낮을수록 높은 비추력을 보이는 것을 알 수 있다. 이 또한 산화제 농도의 경우와 마찬가지로 연소반응에 참여하는 연료의 비율이 높을수록 우수한 성능을 보이는 것으로 판단된다. 마지막으로 동일한 첨가제 농도에 대해서는 DETA, EDA, PDA의 순으로 높은 비추력을 보이고 있는 것을 확인할 수 있었다.

기준에 널리 사용 중인 독성 추진제와의 비교를 위해 UDMH/NTO와 UDMH/IRFNA 조합의 해석 결과도 함께 표기하였다. 산화제 농도가 95 wt%일 경우 UDMH/IRFNA와는 동등 수준, UDMH/NTO 대비 96.2% 수준의 비추력을 보임으로써 기존 독성 추진제를 대체할 수 있는 가능성을 확인하였다.

**Table 5** CEA Analysis Result (Area Ratio 100)

Ox.	Fuel		I <sub>sp</sub>
	Solvent	Additive %	
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> 90 wt%	DETA	5 wt%	314.8
		7.5 wt%	314.8
		10 wt%	314.7
	PDA	5 wt%	314.0
		7.5 wt%	314.0
		10 wt%	314.0
	EDA	5 wt%	314.3
		7.5 wt%	314.3
		10 wt%	314.3
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> 95 wt.%	DETA	5 wt%	<b>321.8</b>
		7.5 wt%	321.6
		10 wt%	321.4
	PDA	5 wt%	<b>321.1</b>
		7.5 wt%	320.9
		10 wt%	320.8
	EDA	5 wt%	<b>321.3</b>
		7.5 wt%	321.2
		10 wt%	321.1
IRFNA	UDMH	-	322.3
NTO		-	334.4

## 4. 점화지연 시험평가

### 4.1 추진제 조성 및 시험방법

CEA 분석을 통해 용매 3종과 첨가제의 혼합물에 대한 과산화수소와의 연소 성능을 이론적으로 확인함으로써 저독성 접촉점화성 추진제로의 적용 가능성이 확인되었다. 이를 바탕으로 하여 점화지연 측정 시험을 통한 점화지연 성능 및 첨가제 농도/용매 종류/산화제 농도에 따른 점화지연 특성을 파악하고자 하였다. 점화지연 측정 시험은 앞서 성능 분석을 수행한 18종의 Case에 대해 모두 수행하였으며 Fig. 4는 합성된 추진제들의 모습을 나타내고 있다. 좌측부터 우측으로 DETA, PDA, EDA가 사용된 연료 순서이다.

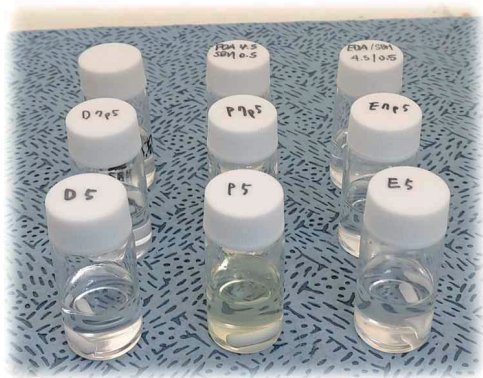


Fig. 4 Fuel Preparation for Drop Test

추진제의 점화지연은 일반적으로 접촉점화성 추진제의 점화지연 평가에 널리 이용하는 방법인 액적 낙하 실험 (Drop Test)을 통해 평가하였다. 액적 낙하 실험은 제작된 산화제 또는 연료 시료에 반응성을 갖는 추진제 액적을 낙하시켜 추진제간 접촉에 의한 연소과정을 초고속 카메라로 촬영하여 점화지연을 측정하는 방법이다. 수 ms 단위의 짧은 시간동안 일어나는 점화지연을 정확히 측정하기 위해서는 충분한 촬영속도를 갖는 장비를 이용하여야 하며 이를 위하여 Photron 사의 FASTCAM Mini UX100을 이용하여 4000 fps로 시험영상을 획득하였다. 이를 통해 0.25 ms 간격으로 추진제간 충돌, 혼합, 상변화 및 점화 등의 모든 반응과정을 정확히 식별하고 획득한 영상을 분석하였다. 본 연구에서는 시험에 있어 시험 안전 및 동일한 크기

의 액적 투하 등을 위하여 미량의 연료 (약 0.2 cc)에 산화제 액적 (약 0.04 cc)을 낙하시키는 방법을 택하였다. 모든 시험은 방염복과 보호장갑 등 적절한 보호장구를 착용하고 흡 후드 내에서 수행되었다.

### 4.2 점화지연 측정 결과

먼저 산화제의 농도에 따른 영향을 확인하기 위해 산화제와 첨가제의 농도에 따른 용매별 점화지연을 Fig. 5, Fig. 6, Fig. 7에 도시하였다. 그 결과 모든 용매에 대해 산화제의 농도가 증가함에 따라 점화지연이 크게 짧아지는 것을 확인하였으며 특히 첨가제의 농도가 작을수록 산화제의 농도 차이에 의한 점화지연 차이가 크게 발생되는 것을 알 수 있다.

또한 첨가제의 농도에 따른 영향 또한 확인 가능한데 전반적으로 첨가제의 농도가 높아질수록 점화지연이 작아짐을 확인할 수 있다. 첨가제의 농도에 따른 영향에 있어 주목할 만한 점이 두 가지 있는데 먼저 용매가 PDA와 EDA인 경우 산화제의 농도에 따라 다소 다른 경향을 보인다는 점이다. 산화제의 농도가 90 wt%인 경우 첨가제의 농도 증가에 따라 유의미한 수준의 점화지연 감소를 보였으나 산화제의 농도가 95 wt%인 경우엔 첨가제 농도가 7.5 wt% 이상인 경우 점화지연의 감소가 없음이 확인되었다. 두 번째로 DETA의 경우 첨가제의 농도 7.5 wt% 기준으로 첨가제 농도가 증가함에 따른 점화지연의 변화의 경향이 바뀐다는 것이며 이는 산화제 농도와 무관하게 공히 같은 특성으로 확인된다. 이로부터 DETA의 경우 점화지연 관점에서 최적의 산화제 농도가 존재함을 추정할 수 있다.

다음으로 용매의 차이에 의한 점화지연 특성을 살펴보기 위해 Fig. 8, Fig. 9에 용매 종류와 첨가제 농도에 따른 산화제 농도별 점화지연을 도시하였다. 그래프에서 알 수 있듯이 전반적으로 EDA를 용매로 사용할 경우 가장 작은 점화지연을 얻을 수 있음이 확인 가능하다. 그리고 PDA와 EDA를 용매로 사용할 경우 첨가제의 농도가 7.5% 이상일 경우 용매와 무관하게 거의 같은 수준의 점화지연을 보이며, 이를 바탕으로 해당 영역에서는 용매의 특성보다는 첨가제의 농도 및 특성에 의해 점화지연이 결정된다는 점을 추론할 수 있다.

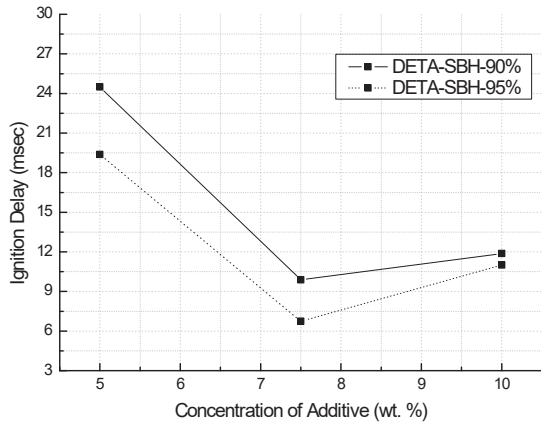


Fig. 5 Ignition Delay of Propellant with DETA

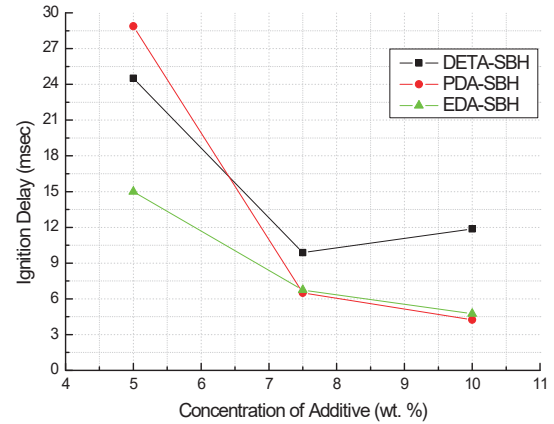
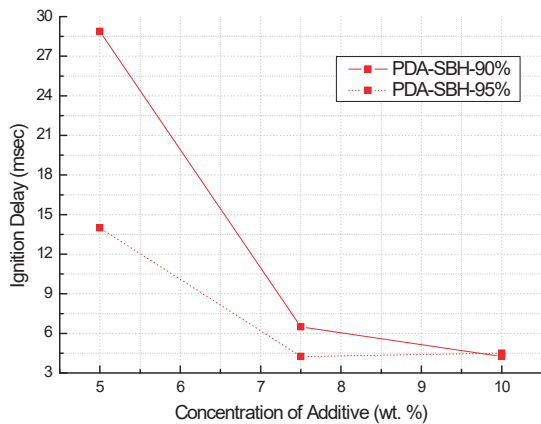
Fig. 8 Ignition Delay with 90 wt% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

Fig. 6 Ignition Delay of Propellant with PDA

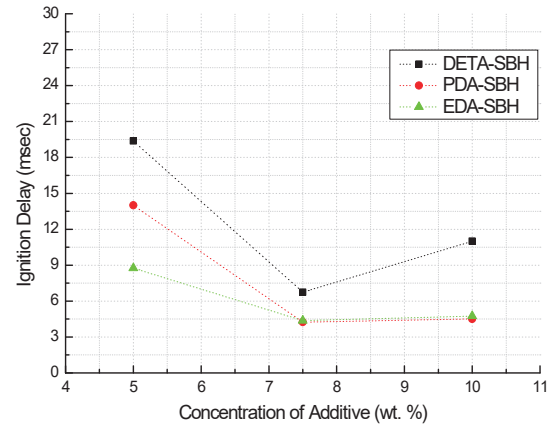
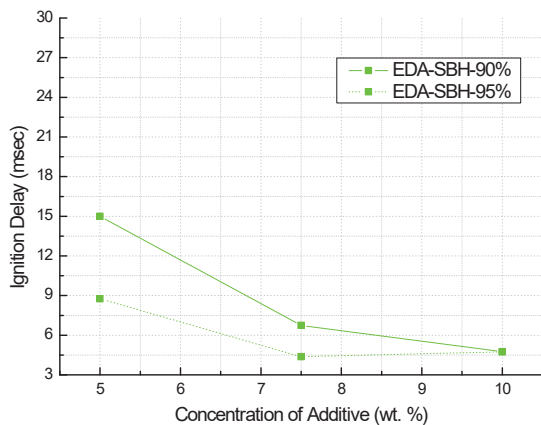
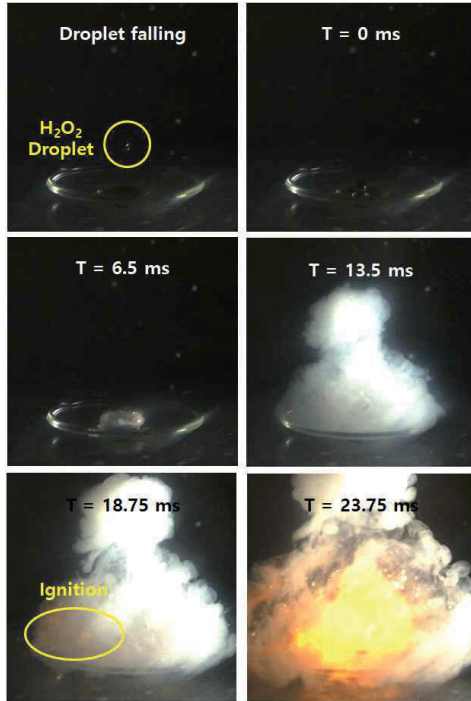
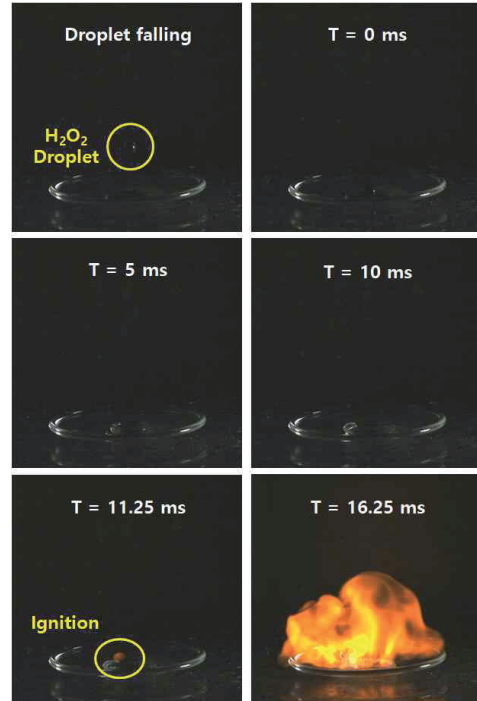
Fig. 9 Ignition Delay with 95 wt% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

Fig. 7 Ignition Delay of Propellant with EDA

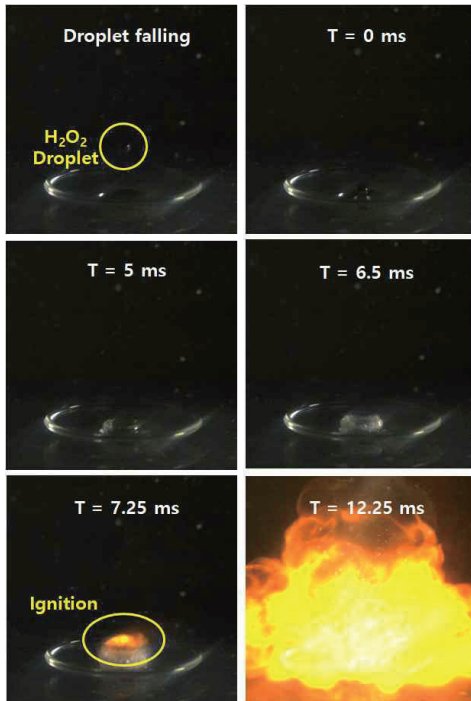
Figure 10, 11, 12는 각각 용매를 DETA로 하여 첨가제의 농도를 5 wt%, 7.5 wt%, 10 wt%로 한 연료에 대해 95 wt% 과산화수소를 이용하여 수행한 액적낙하 실험을 초고속카메라로 촬영한 영상이다. 영상에서 알 수 있듯이 첨가제의 농도가 5 wt%인 경우 산화제 액적이 연료와 접촉한 후 산화 환원 반응에 의한 발열량에 의해 먼저 추진제의 기화가 일어나고 이로 인한 증기 내부에서의 점화까지의 과정이 순차적으로 일어나는 것을 알 수 있다. 하지만 첨가제의 농도가 7.5 wt% 이상인 경우는 산화제와 연료가 접촉한 후 추진제가 국부적으로 기화됨과 동시에 기화된 추진제 기포 인근에서 점화가 이루어지며, 이는 첨가제 농도의 차이에 의한 산화 환원 반응에 의한 발열량의 차이에 기인한 것으로 판단된다.



**Fig. 10** High Speed Camera Image of 95 wt% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> - DETA/SBH 5 wt%



**Fig. 12** High Speed Camera Image of 95 wt% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> - DETA/SBH 10 wt%



**Fig. 11** High Speed Camera Image of 95 wt% H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> - DETA/SBH 7.5 wt%

## 5. 결론

본 연구에서는 amine 계열의 용매를 이용한 과산화수소 기반 저독성 접촉점화성 연료 후보군을 선정하고 CEA code를 이용한 성능해석을 통해 이론적 비추력을 평가하였다. 또한 이들 추진제에 대한 액적 낙하 실험을 통해 용매의 종류, 산화제의 농도, 첨가제의 농도에 따른 점화 지연 특성을 파악하였다.

연구 결과, 산화제의 농도가 높을수록 높은 비추력과 낮은 점화 지연을 보이는 것을 확인하였다. 또한 반응성 첨가제의 농도가 높을수록 점화 지연은 현저히 짧아지지만 비추력의 손실이 있음이 확인되었다.

**Table 6** Summary of Result

	DETA	PDA	EDA
I <sub>sp</sub> (s)	321.8	321.1	321.3
Ignition Delay (ms)	6.5 ~ 7	4.25 ~ 4.5	4 ~ 4.5

Table 6에는 산화제 농도 95 wt% 기준 용매의 종류에 따라 최적 성능의 첨가제 농도일 때의 비추력과 점화지연 특성을 나타내었다. 용매가 DETA일 경우 가장 높은 이론적 비추력을 나타내지만 점화지연 또한 가장 큰 것으로 나타났으나 점화지연에 비해 비추력의 차이는 상대적으로 적다는 점 (0.2% 수준)에 비추어 볼 때 유의미한 수준은 아닌 것으로 판단된다.

연구 결과를 종합해 볼 때 반응성 첨가제를 이용한 고응답 저독성 접촉점화성 추진제의 개발 가능성이 확인되었다. 용매의 종류에 따라 차이는 있으나 자세제어용 추력기 적용을 위한 최소 수준인 10ms 이하의 점화지연을 보이는 것을 확인하였으며 첨가제의 농도에 따라 비추력과 점화지연이 반대되는 경향을 확인하였다. 향후 비추력과 점화지연 관점에서 적용 대상 시스템의 요구조건에 부합하는 최적의 성능을 보이는 용매-첨가제의 조성에 대한 추가적인 연구가 수행될 예정이다.

## References

- [1] S. An, J. Kim, H. Yoon and S. Kwon, "Development of High Thrust H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> Monopropellant Thruster for Reaction Control System of Space Launch Vehicles", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 14(1), pp. 1-10, Feb. 2010
- [2] M. Persson, K. Anflo and P. Friedhoff, "Flight Heritage of Ammonium Dinitramide(ADN) Based High Performance Green Propulsion(HPGP) Systems", *52<sup>nd</sup> Propellants Explos. Pyrotech.*, vol 44, pp. 1073-1079, 2019
- [3] R. A. Spores, R. K. Masse, S. Kimbrel and C. McLean, "GPIM AF-M315E Propulsion System", *50<sup>th</sup> AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, Ohio, USA, 28-30 Jul. 2013
- [4] T. W. Hawkins, A. J. Brand, M. B. McKay and M. Tinnirello, "Reduced Toxicity, High Performance Monopropellant at the U. S. Air Force Research Laboratory", *Technical Report, Air Force Research Lab. Edwards Afb. Ca. Propulsion Directorate*, 2010.
- [5] H. Kang, "Ignition and Combustion Characteristics of Non-Toxic Hypergolic Propulsion", *Ph.D Thesis*, KAIST, 2017
- [6] S. Lee, H. Kang and S. Kwon, "Feasibility Assessment of Green Hypergolic Bi-Propellants" *Proc. of the Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conf.* pp. 520-523, 2013.
- [7] H. Kang, D. Jang, Y. Moon and S. Kwon, "Ground Hot-Firing Test of 500N Scale Green Hypergolic Bipropellant Thruster" *Proc. of the Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conf.* pp. 724-727, 2014.
- [8] P. V. Ramachandran, A. S. Kulkarni, M. A. Pfeil, J. D. Dennis, J. D. Willits, S. D. Heister, S. F. Son and T. L. Pourpoint, "Amine-Boranes : Green Hypergolic Fuels with Consistently Low Ignition Delays", *Chem. Eur. J.*, vol.20, pp.16869-16872, 2014.
- [9] E. Hurlbert, J. Applewhite, T. Nguyen, B. Reed, Z. Baojiong and W. Yue, "Nontoxic Orbital Maneuvering and Reaction Control Systems for Reusable Spacecraft", *Journal of Propulsion and Power*, vol. 14, No. 5, pp. 676-687, Sep.-Oct. 1998
- [10] T. L. Pourpoint, "Hypergolic Ignition of a Catalytically Promoted Fuel with Rocket Grade Hydrogen Peroxide", *Ph.D Thesis*, Purdue Univ. 2005
- [11] S. Schneider, T. Hawkins, Y. Ahmed, M. Rosander, L. Hudgens and J. Mills, "Green Bipropellants : Hydrogen-Rich Ionic Liquids that Are Hypergolic with Hydrogen Peroxide", *Angew. Chem. Int. Ed.* 50, 5886 -5888, 2011
- [12] V. K. Bhosale, J. Jeong, J. Choi, D. G. Churchill, Y. Lee and S. Kwon, "Additive-promoted hypergolic ignition of ionic liquid with hydrogen peroxide ", *Combustion and Flame*, vol 214, pp. 426-436, 2020
- [13] Pubchem, National Library of Medicine, <https://pubchem.ncbi.nlm.nih.gov>
- [14] B. J. McBride and S. Gordon, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994.