

친환경 접촉점화 추진제 점화 성능 평가

김선진¹ · 신민규² · 차정열² · 고영성^{2,†}¹충남도립대학교 소방안전관리학과²충남대학교 항공우주공학과

Evaluation of Ignition Performance of Green Hypergolic Propellant

Sunjin Kim¹, Minkyu Shin², Jeongyeol Cha² and youngsung Ko^{2,†}¹Dept. of Fire Safety Engineering, Chungnam State University²Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National University

Abstract

Hypergolic propellants, which can ignite themselves without an ignition source, are difficult to handle due to their corrosiveness and toxicity. Therefore, it is necessary to develop green hypergolic propellants with little or no toxicity. In this study, basic research on green hypergolic ignition propellants was conducted. With 95% hydrogen peroxide as an oxidizer and CNU_HGFv1 as a fuel, ignition and combustion characteristics of propellants were evaluated through a drop test, an ignition test, and a combustion test. As a result of the drop test, the ignition delay time was 9.7 ms. It was 27 ms in the ignition test, which was fast enough to be used as a propellant. As a result of the combustion test, a combustion efficiency of 95.4~98.1% was achieved at about 11.7 bar. It was confirmed that fast and stable combustion was possible without hard start or combustion instability.

초 록

별도의 점화원 없이 스스로 점화가 가능한 접촉점화 추진제는 부식성과 독성으로 인하여 취급의 어려움이 있다. 따라서 독성이 적거나 없는 친환경 접촉점화 추진제의 개발이 필요하며, 본 연구에는 친환경 접촉점화 추진제의 기초 연구를 수행하였다. 산화제로 95%의 과산화수소, 연료로 CNU HGFv1를 사용하였으며 액적 낙하 시험, 점화 시험 및 연소 시험을 통하여 추진제의 점화 및 연소 특성을 확인하였다. 액적 낙하 시험 결과 점화 지연 시간은 9.7ms 이며, 점화시험에서는 약 27ms로 추진제로 사용하기에 충분히 빠른 것을 확인하였다. 연소시험 결과 약 11.7bar에서 연소 효율 95.4~98.1%를 달성하였으며, 하드스타트 및 연소 불안정 없이 빠르고 안정적인 연소가 가능함을 확인하였다.

Key Words : Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Hypergolic Propellant(접촉점화추진제), Drop Test(액적 낙하시험), Ignition Test(점화시험), Combustion Test(연소시험)

1. 서 론

접촉점화(Hypergolic) 추진제는 별도의 점화원이 없이 연료와 산화제의 접촉만으로 점화가 가능한 추진제이다. 저장성이 확보된 접촉점화 추진제는 높은 점화 신

뢰성과 추진기관의 시스템이 간단해지는 장점이 있다. 이러한 장점으로 인하여 발사체의 주 추진제, 발사체나 미사일의 자세 제어 혹은 인공위성의 고도 및 자세 제어 등 다양한 분야에 사용되고 있다[1,2]. 미국의 경우 1960년대 이후로 NASA와 미 공군연구소(Air Force Research Laboratory, AFRL) 등의 정부 연구기관과 Rockwell International, Aerojet Liquid Rocket, Bell Aerosystems 등의 민간 우주 기업의 활발한 연구가 수행되었다. 이를 기반으로 우주 왕복

Received: Dec. 08, 2022 Revised: Jan. 20, 2023 Accepted: Feb. 06, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-6688, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

선의 궤도 기동 엔진 (Orbital Maneuvering Engine, OME), 아폴로 프로젝트 달 착륙선의 상승/하강 모듈 등에 활발하게 적용되었다[3,4].

주로 쓰이는 접촉점화 추진제는 산화제로 NTO (Nitrogen Tetroxide)와 연료로 MMH(Monome-thyl Hydrazine) 혹은 UDMH(Unsymmetrical dimet-hyl hydrazine)가 있다. 하지만 NTO는 강한 독성과 부식성을 가졌으며, 하이드라진 역시 강한 독성이 있으며 발암물질로 분류되기 때문에 운용 및 취급에 어려움이 있다. 이러한 문제점을 보완하기 위하여 1990년대부터 미국과 유럽 등 우주 선진국을 중심으로 친환경 접촉점화 추진제에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다[5].

네덜란드의 The Netherlands Organisation for Applied Scientific Research(TNO)는 접촉점화가 가능한 친환경 추진제(Green Propellant)에 대한 정의와 기준을 확립하여 확립된 기준에 따라 트레이드 오프(Trade Off)를 통하여 잠재적인 친환경 추진제를 선정하였다[6]. 해당 연구에서 Green Propellant의 정의로 Global Harmonized System(GHS)의 급성 독성 등급(Acute Toxicity Classification, ATC)을 사용하였다. 정의에 따르면 급성 독성의 기준은 “단일 용량의 물질 또는 24시간 이내에 제공된 다중 용량의 경구 또는 경피 투여, 또는 4시간의 흡입 노출 후 발생하는 부작용”이라고 명시하고 있다. 물질은 독성 등급 1등급(독성)부터 5등급(저독성)까지 할당되며 독성 등급은 경구, 경피는 반수치사량 LD50, 흡입 노출은 LC50에 따른다. 해당 논문에서 Green의 정의는 독성 등급이 3등급 이상인 추진제를 의미하며, 본 연구에서 사용하는 추진제는 모두 3등급 이상인 것을 확인하였다.

일반적으로 친환경 추진제의 산화제로 주로 고농도의 과산화수소를 사용되고 있다[5,7]. 고농도의 과산화수소는 강력한 산화제임에도 비교적 안정한 물질이다. 안정한 과산화수소화의 접촉 점화를 유도하는 방법은 크게 두 가지로 분류할 수 있다. 과산화수소의 분해를 촉진하는 촉매로 인해 발생하는 열량으로 연료의 자동 발화점(Auto ignition point)까지 연료 혼합물의 온도를 올려 발화시키는 방법과 과산화수소와 직접 반응시키는 환원제를 사용하여 반응열로서 연료의 자동 발화점에 이르게 하는 방법 등이 시도되고 있다[8,9].

일반적으로 촉매를 이용한 방법보다 환원제와의 직접 반응에 의한 발열량이 더 높으며, 이에 따라 빠른 점화에 유리할 것으로 판단된다. 또한, 촉매성 연료에 첨가되는 촉매는 주로 금속염을 사용하는데, 탄화수소 계열의 매질에 잘 녹지 않기 때문에, 이들을 약 10% 가량 균등하게 섞어야 허용 가능한 점화지연시간 내로 감소시킬 수 있다.

이러한 장점에 근거하여 본 연구에서는 산화제로 친환경 접촉점화 추진제인 95% 과산화수소를 사용하였으며, 연료로는 본 실험실에서 개발중인 환원성 물질을 첨가한 연료(CNU_HGFv1)를 이용하여 접촉점화 추진제의 기초 연구를 진행하였다.

2. 액적 낙하 시험 (Drop test)

2.1 액적 낙하 시험

액적 낙하 실험(Drop test)은 접촉점화 추진제의 점화 성능을 판단하기 위한 대표적인 실험 방식이다 [10,11,12,13]. 연료(혹은 산화제) 액적 또는 풀(Pool)을 바닥에 위치시킨 후, 산화제(혹은 연료) 액적을 낙하시켜 접촉하여 점화지연 시간을 판단한다. 본 실험에서는 초고속 카메라를 이용하여 점화지연시간(Ignition Delay Time, IDT)을 측정하여 점화 성능을 평가하였다. 초고속 카메라 이미지는 초당 1500 프레임 조건으로 촬영하였으며, Fig. 1과 같이 추진제가 접촉한 시점을 기준으로 불꽃이 보이는 시간을 점화지연 시간으로 측정하였다.

2.2 시험 방식

본 연구에서는 연료 액적에 산화제 액적을 낙하시키는 방식(Drop to Droplet)과 산화제 풀(Pool)에 연료 액적을 낙하시키는 방식(Drop to Pool) 두 가지 방식에 대하여 점화지연시간을 측정하였다. Drop to Droplet 방식은 산화제 낙하지점이 연료가 있는 지점과 같아 점화 현상을 세밀하게 관찰이 가능하다는 장점이 있다. Drop to Pool 방식은 산화제 낙하지점과 연료가 있는 지점을 세밀하게 조절할 필요가 없으므로 실험 절차가 간단하다는 장점이 있다. 다만, 산화제 풀(Pool)로 연료 액적 낙하 시 다량의 산화제의 격렬한 반응으로 인해 과산화수소가 사방으로 비산될 수 있

고, 이론 반응비를 벗어난다는 단점이 있다.

본 실험에서 drop to pool 방식은 산화제 pool(30 ml)에 연료를 15 μ l drop하는 방식으로 진행하였으며, drop to droplet 방식은 연료 drop(15 μ l)을 산화제 drop(60 μ l)에 drop하는 방식으로 진행하였다.

2.3 액적 낙하 시험 결과

두 가지 시험 방식에 대한 점화지연시간의 신뢰성을 위해 총 10회의 반복 실험을 수행하였다. Fig. 2는 각 실험 방식에 대한 실험 횟수에 따른 점화지연시간 측정 결과이다. Fig. 2에 표시된 에러바는 한 프레임 당 시간을 고려한 오차를 표시한 것이다. CNU_HGFv1에 대한 Drop to Droplet 방식의 평균 점화지연시간은 약 9.7 ms, 표준편차 0.65ms로 측정되었고, Drop to Pool 방식은 평균 점화지연시간은 약 11.9 ms, 표준편차 3.2ms로 측정되었다. Drop to Droplet 방식이 Drop to Pool 방식보다 평균 점화지연시간이 빠르고 표준편차가 적고, Drop to Pool 방식은 산화제의 격렬한 반응으로 비산되는 경향이 있어 안전상의 문제가 발생할 가능성이 존재한다. 접촉점화 추진제의 액적

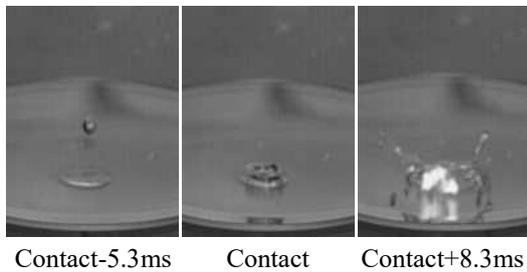


Fig. 1 Images of Drop Test

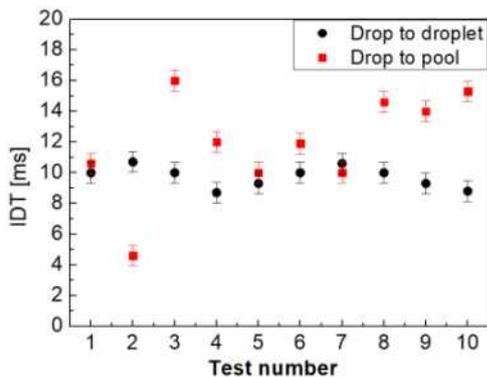


Fig. 2 Ignition Delay Time Against Drop Test Method

낙하 시험에는 Drop to Droplet 방식이 더 적합하다고 판단된다.

해외에서 다양하게 연구되는 친환경 접촉점화 추진제의 요구되는 점화지연 시간이 대략 30ms 이내인 것을 고려하면, 본 연구에서 사용하는 접촉점화 추진제의 점화지연 시간은 충분히 확보된 것으로 판단된다 [5,14].

3. 연소기 설계

3.1 분사기 설계

충돌형 분사기는 간단한 시스템 구조와 높은 혼합 효율로 인하여 접촉점화 추진기관의 분사기로 다수 적용되고 있으며 이론 연구도 1950년대부터 선행되어 왔다[4]. 본 연구에서는 Jet Propulsion Laboratory (JPL)의 Robert W. Riebling이 제시한 충돌형 분사기의 설계 방법[15]을 참고하여 분사기를 설계 및 제작하였다. 설계한 분사기 형상은 Triplet 충돌형 분사기이며, 연료 오리피스 직경은 1.02 mm, 산화제 오리피스 직경은 1.10 mm, 충돌 거리는 5.05 mm, 충돌각은 60°로 설계하였다. Fig. 3는 설계한 분사기 헤드의 도면이며, Fig. 4는 제작된 분사기 헤드의 형상이다.

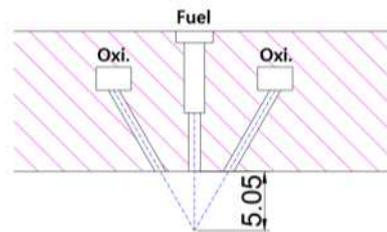


Fig. 3 Cross Section of Impinging Injector



Fig. 4 Impinging Injector Head

3.2 연소실 및 노즐 설계

연소실의 직경 및 길이는 각각 45mm, 90mm로 특성 길이는 약 2.15m로 설계하였다. 추진제 성능 평가 관점에서 연소실 벽면에 의한 간섭을 최소화하기 위하여, 충분한 직경 및 길이로 설계하였다. 설계한 연소실 도면은 Fig. 5와 같다.

노즐은 실험실에서 보유 중인 노즐을 사용하였으며, 연소 압력 11.8bar에 해당하는 노즐 목 사이즈로 15°의 확산 반각을 가지는 원추형 형상이다. 노즐의 도면은 Fig. 5와 같다.

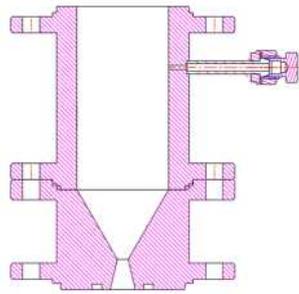


Fig. 5 Cross-section of Combustion Chamber and Nozzle

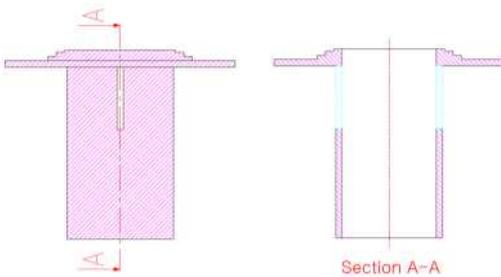


Fig. 6 Cross-section of Combustion Chamber for Ignition Test



Fig. 7 Combustion Chamber for Ignition Test

3.3 점화 시험용 연소실 설계

연소기의 연소 시험 전 추진제의 점화 성능을 확인하기 위하여, 연소실이 없는 상태에서 추진제를 분무하는 점화 시험이 필요하다. 연소실이 없는 상태에서 하는 것이 점화 성능을 판단하기 좋지만, 접촉점화 추진제의 특성상 화제의 위험성이 높으므로 별도의 점화 시험용 연소실을 적용하였다. 점화 시험용 연소실은 노즐이 존재하지 않으며, 연소실 내부에서의 화염 확인을 위하여 슬릿이 존재한다. 점화 시험용 연소실의 형상은 Fig. 6, 7과 같다.

4. 수류 시험 (Cold Flow Test)

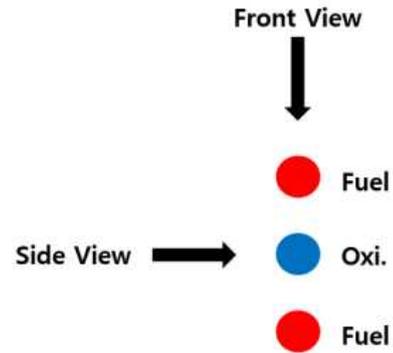


Fig. 8 Image Directions of Cold Test

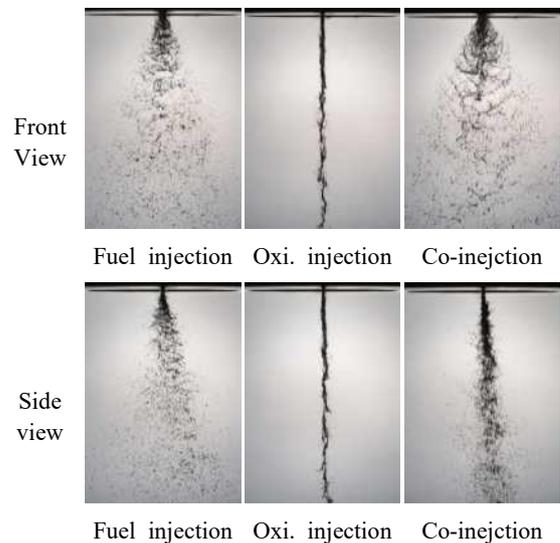


Fig. 9 Images of Cold Test

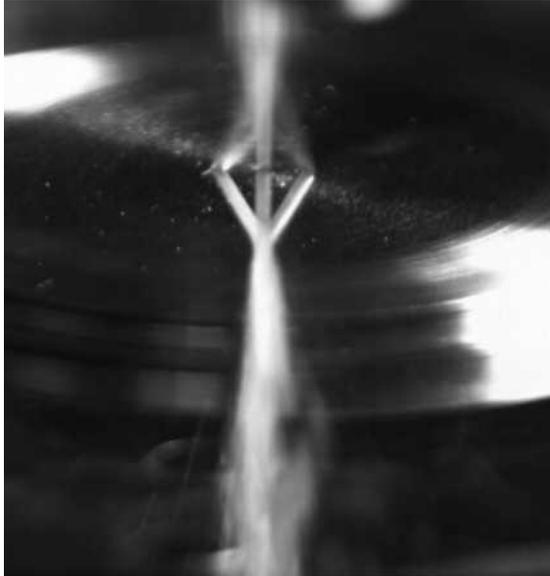


Fig. 10 Image of Cold Flow Test

분사기의 분무 상태 확인을 위하여 수류시험을 수행하였다. 수류시험 분무 촬영 방향은 Fig. 8과 같이 triplet 충돌형 분사기 오리피스와 비교하였다. 수류시험 결과 Fig. 9, 10과 같이 육안으로 확인해보았을 때, 전반적으로 방향과 관계없이 대칭적으로 분무 되는 것을 확인하였다. 이에 근거하여 추진제의 점화 성능 확인을 위한 분사기로써 충분하다고 판단했다.

5. 점화 시험 (Ignition Test)

액체 로켓 추진기관의 추진제로서 가능성을 확인하기 위하여 분사기를 이용한 점화 시험을 진행하였다. 검증되지 않은 추진제로 연소 시험을 할 경우, 하드스타트로 인하여 시험 장비가 망가질 수 있으므로 우선 노즐이 없는 상압 상태에서 수행하였다. 실험 스탠드의 P&ID는 Fig. 12와 같으며, 구축된 설비는 Fig. 13과 같다.

Cyclogram	1.3s combustion test										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Fuel press. valve											
Fuel final valve					5		6.3				
Fuel purge valve				4			6.3				
Oxi. Press. valve											
Fuel final valve					5		6.3				
Fuel purge valve				4			6.3				

Fig. 11 Combustion Test Cyclogram

설비의 간단화를 위하여 추진제 런탱크는 3/4" 튜브로 사용하였으며, 추진제 유량 제어를 위하여 캐비테이션 벤추리를 사용하였다. 점화 시험 시퀀스는 Fig. 11과 같다. 시퀀스는 수류 시험에서 고속카메라 촬영을 분석하여 추진제가 동시에 분사되도록 선정하였다. 점화 시험 중 고속카메라 촬영 결과는 Fig. 14와 같다. 점화 지연 시간은 동일 시퀀스의 사전 수류 시험에서 확인한 추진제 충돌 시점을 기준(Fig. 14에서 I를 기준)부터, 불꽃이 발생한 지점으로 계산하였다.

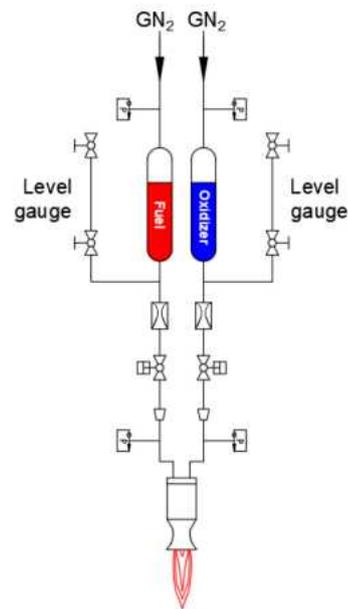


Fig. 12 Test Stand P&ID



Fig. 13 Test Stand

본 실험에서 측정된 점화지연 시간은 약 27ms로 액적 낙하 시험 보다는 점화지연 시간이 길게 측정되었다. 하지만 수행한 점화시험은 일반적인 점화지연 시간 측정 방법이 아님에도 점화지연 시간이 위에서 언급한 기준 시간 30ms 이내인 점을 고려해야 한다. 따라서 연소시험을 진행하기에 충분한 것으로 판단되었다.

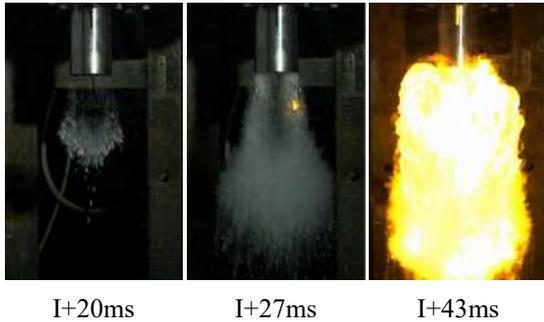


Fig. 14 Images of Impinging Test

6. 연소 시험 (Combustion Test)

친환경 접촉점화 추진제의 연료로서의 가능성을 확인하기 위해서 연소 시험을 진행하였다. 점화 시험과 동일한 조건에서 연소실과 노즐만을 변경하여 진행하였으며, 목표 시험 조건은 Table 1과 같다. 시험 결과 압력 선도는 Fig. 15와 같으며, 시험 결과 압력 선도에 연소 정상 압력의 90%까지 도달 시간을 표시하였다. 연소 시험 결과 하드 스타트 없이 빠르고 안정적인 연소가 가능함을 확인하였다.

연료 매니폴드의 상승 곡선에서 변곡점이 존재하는 것을 확인하였다. 이는 벤츄리를 통과하는 연료의 물리적 특성에 의한 것으로 판단되며, 추후 추가적인 연구를 통해 확인해야 할 것으로 보인다.

Table 2는 연소 시험 결과 데이터이며, 목표 유량 및 O/F에 근사하게 공급됨을 확인하였다. 연소 효율은 NASA의 Chemical Equilibrium with Applications (CEA) [16]의 계산 결과와 실험 결과 데이터를 사용하여 식(1,2)를 사용하여 계산하였다.

$$c^* = \frac{A_t P_o}{\dot{m}} \quad [m/s] \quad (1)$$

A_t : Area of nozzle throat, P_o : Combustion pressure, \dot{m} : Total mass flow rate

$$\eta_c^* = \frac{c_{exp}^*}{c_{CEA}^*} \quad (2)$$

계산 결과 연소 효율은 식(3,4)과 같이 합성 표준 불확도를 고려하여 95.4~98.1%의 값을 달성하였다. 계산에 입력된 물리량의 불확도는 각 물리량의 측정 기기의 불확도로 계산하였다.[17]

연소 정상 압력의 90%까지의 도달 시간은 약 0.32s로 측정되었으며 그래프의 상승 구간은 추후 공급계를 개선하면 조정이 가능할 것으로 판단된다. 산화제 매니폴드 곡선과 거의 유사하게 상승하는 것으로 보아 공급계가 빠르게 안정화된다면 연소 압력 또한 빠르게 정상 압력에 도달할 것으로 판단된다. 연소 압력의 섭동량은 약 0.12 bar 수준으로 연소 안정성 역시 확보된 것으로 판단된다.

Table 1 Test Target Conditions

Combustion Pressure [bar]		11.8
Mass flow rate [g/s]	Oxidizer	30.4
	Fuel	33.7
O/F		0.9
Test time [s]		1.3

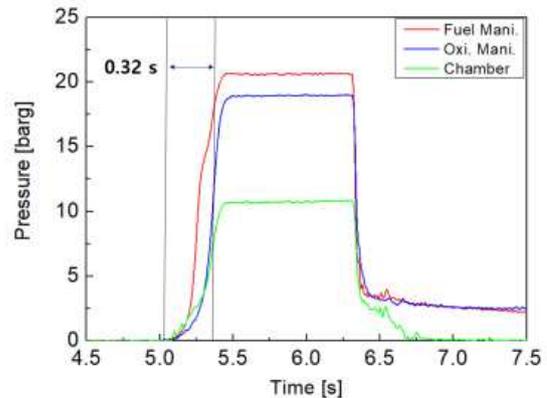


Fig. 15 Combustion Test Data

Table 2 Combustion Test Result

Combustion Pressure [bar]		11.72
Mass flow rate [g/s]	Oxidizer	30.60
	Fuel	35.10
O/F		0.87
Combustion efficiency [%]		95.4~98.1
Rising time (P _{c,0%} -P _{c,90%}) [s]		0.32
Pressure perturbation [bar]		±0.12

$$u_c^2(y) = \sum_{i=1}^N \left(\frac{\partial f}{\partial x_i} \right)^2 u^2(x_i) \quad (3)$$

$$\begin{aligned} u_c^2 &= \left(\frac{\partial c^*}{\partial p_c} \right)^2 u_{p_c}^2 + \left(\frac{\partial c^*}{\partial A_t} \right)^2 u_{A_t}^2 \\ &\quad + \left(\frac{\partial c^*}{\partial \dot{m}_f} \right)^2 u_{\dot{m}_f}^2 + \left(\frac{\partial c^*}{\partial \dot{m}_o} \right)^2 u_{\dot{m}_o}^2 \\ &= \left(\frac{\dot{A}_t}{\dot{m}_f + \dot{m}_o} \right)^2 u_{p_c}^2 + \left(\frac{p_c}{\dot{m}_f + \dot{m}_o} \right)^2 u_{A_t}^2 \\ &\quad + \left(\frac{p_c A_t}{(\dot{m}_f + \dot{m}_o)^2} \right)^2 u_{\dot{m}_i}^2 \end{aligned} \quad (4)$$

7. 결 론

본 연구에서는 친환경 접촉점화 추진제에 대한 기초 연구를 수행하였다. 산화제로 95% 과산화수소와 연구실에서 개발 중인 연료 CNU_HGFv1을 사용하였다. 추진제 액적 낙하 시험, 점화 시험 및 연소 시험을 통하여 추진제로서의 가능성을 확인하였다.

액적 낙하 시험은 두 가지 방법으로 수행하였으며 drop to droplet 방식이 drop to pool 방식에 비해 점화 지연 시간의 편차가 적은 것을 확인하였다. 점화 지연 시간은 약 9.7ms로 추진제로 사용하기에 충분히 빠른 것을 확인하였다.

Triplet 충돌형 분사기를 사용하여 노즐이 없는 상압 상태에서 추진제를 분사하여 점화 시험을 진행하였다. 시험 결과 점화 시험에서의 점화 지연 시간은 대략 27ms로 연소 시험을 진행하기에 충분히 빠른 것을 확인하였다.

연소 시험은 점화 시험과 같은 추진제 유량으로 약 11.8 bar를 목표로 수행하였다. 연소 시험 결과 연소

압력 및 유량은 목표 조건을 성공적으로 달성하였다. 연소 효율은 95.4~98.1%이며 연소 불안정 현상 역시 발생하지 않았다.

위와 같은 결과를 바탕으로 본 연구에서 사용한 친환경 접촉점화 추진제는 추진제로서 충분히 활용 가능성이 있다고 판단된다.

References

- [1] Sutton, G.P., "History of Liquid Propellant Engines in the United States", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, pp. 978~1007, 2003.
- [2] Guseinov, Sh. L., "Hypergolic Propellants Based on Hydrogen Peroxide and Organic Compounds : Historical Aspect and Current State", *Russian Chemical Nulletin*, Vol. 67, No. 11, pp. 1943~1954, 2018.
- [3] NASA Technology Roadmaps, TA 2: In-Space Propulsion Technologies. July, 2015.
- [4] Kim, K.S., Kim, Y.H., Jung, S.W., Jeong, J.Y., Kwon, S.J., "Research studies of Impingement Characteristics for Hypergolic Propellant", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 5, pp. 90-100, 2019.
- [5] Park, S.H., Kang, H.J., Park, Y.C., Lee, J.K., "A Review of the Technical Development on Green Hypergolic Propellant", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 24, No. 4, pp. 79-88, 2020.
- [6] Alfons M., Wolter W., "Green Propulsion Research at TNO the Netherlands", *Transcations on Aerospace Research*, pp. 7-30, 2018.
- [7] Robert K.P., Jhon J.R., "Low Toxicity Reactive Hypergolic Fuels for Use with Hydrogen Peroxide", Swift Enterprises, Ltd. West Lafayette, IN, 2nd Conference on Green Propellants for Space Prupulsion, 2004.
- [8] Rang, S.M., Kim, K.S., Kwon, S.J., "Experimental Ignition Delay Assessment of H2O2 Based Low Toxic Hypergolic Propellants with Variation of

- Reactive Additive Concentration”, *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 14, No. 3, pp. 24-31, 2020.
- [9] Gotzig, U., “Challenges and Economic Benefits of Green Propellants for Satellite Propulsion“, 7th European conference For Aeronautics and Space Sciences, 2017-639, 2015.
- [10] Wang, S., Thynell, S.T., Chowdhury, A., “Experimental Study on Hypergolic Interaction between N,N,N',N'-Tetramethylethylenediamine and Nitric Acid”, *Energy Fuels*, Vol. 24, No. 10, pp. 5320~5330, 2010.
- [11] Chinnam, A.K., Petruik, N., Wang, K., Shmolovich, A., Shamis, O., Tov, D.S., Suceska, M., Yan, Q.L., Doborovetsky, R., Gozin, M., “Effects of Closo-Icosahedral Periodoborane Salts on Hypergolic Reaction of 70% H₂O₂ with Energetic Ionic Liquid”, *J. Mater. Chem. A*, Vol. 6, No. 41, pp. 19989~19997, 2018.
- [12] Weiser, V., Hirtl, J., Schaller, U., Imiolek, A., Kelzenberg, S., “Green Liquid Oxidizers Based on Solutions of ADN and AN in Hydrogen Peroxide for Hypergolic Propellants with High Performance”, 7th European Conf. for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Milano, Italy, 2017.
- [13] Krzesicki, M., Boruc, L., Kapusta, L.J., “Evaluation of the Possibilities of Adapting a Constant Volume Combustion Chamber for Research on Ignition of Hypergolic Propellants under Low and High Pressure Conditions”, *Combustion Engines*, Vol. 173, No. 2, pp. 9-13, 2018.
- [14] Fabio, A.S.M., Lihan, F., Chenglong, T., Zuohua, H., Fernando S.C., “Hypergolic ignition behaviors of green propellants with hydrogen peroxide : The TMEDA/DMEA system”, *Fuel*, Vol. 336, 2023.
- [15] Robert W. R., “Criteria for optimum propellant mixing in impinging-jet injection elements”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 4, No. 6, pp. 817-818, 1967.
- [16] B. J. McBride and S. Gordon, “Computer Program for calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications,” NASA RP-1311, 1994.
- [17] Michele N., Felix, L., “Hot Firing Tests of a Novel Green Hypergolic Propellant in a Thruster”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 38, No. 3, pp. 467-477, 2022.