

저독성 점촉점화 추진제의 액주 충돌 실험에 대한 분석과 고찰

김충만^a · 강홍재^b · 이경환^a · 이종광^{a,*}

Research and Review of Impinging Jet Test for Low-toxicity Hypergolic Propellant

Chungman Kim^a · Hongjae Kang^b · Kyoungwan Lee^a · Jongkwang Lee^{a,*}

^aDepartment of Mechanical Engineering, Hanbat National University, Korea

^bDepartment of Plasma Engineering, Korea Institute of Machinery and Materials, Korea

*Corresponding author. E-mail: jongkwang@hanbat.ac.kr

ABSTRACT

The research on low-toxic hypergolic propellants has increased since 2000. Many research groups have studied the evaluation methods of the ignition performance to develop low-toxic hypergolic propellants. Ignition performance could be evaluated through a drop test and a impinging jet test. The impinging jet test could simulate the actual rocket operation environment with simple experimental equipment. Combustion instability caused by the ignition methods could be observed in the impinging jet test. In this paper, We introduces various experimental methods for the impinging jet test and analyzes important results from previous studies.

초 록

2000년대 이후 저독성 점촉점화 추진제에 대한 연구가 증가하고 있다. 많은 연구 기관에선 저독성 점촉점화 추진제를 개발하기 위해 점화 성능을 평가할 수 있는 방법을 연구하고 있다. 점화 성능은 액적 낙하 실험과 액주 충돌 실험을 통해 평가할 수 있다. 이 중 액주 충돌 실험은 간단한 실험 장치의 구조로 실제 로켓 작동과 유사한 환경을 모사할 수 있으며 액적 낙하 실험에선 관측할 수 없는 점촉점화 추진제의 고유한 점화 방식에 기인하는 연소 불안정성을 확인할 수 있다. 이 연구에서는 저독성 점촉점화 추진제를 활용하여 액주 충돌 실험을 수행한 국내외 연구 사례를 통해 실험 장치를 구성하는 방식과 실험 결과에 대해 분석하였다.

Key Words: Low-toxicity Hypergolic Propellant(저독성 점촉점화 추진제), Impinging Jet Test(액주 충돌 실험), Hydrogen Peroxide(과산화수소)

1. 서 론

Received 28 March 2023 / Revised 22 April 2023 / Accepted 28 April 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

로켓 기술에서 점촉점화(hypergolic) 현상이란 연료와 산화제가 물리적으로 접촉하여 별도의

외부 열원 없이 자연발화(auto-ignition)하는 것을 의미한다. 1900년대 초반부터 접촉점화 현상은 로켓의 점화 신뢰성을 획기적으로 향상시킬 수 있는 점화기술 중 하나로 주목 받아왔고, 1900년대 중반 이후 접촉점화 현상을 촉발할 수 있는 다양한 추진제 조합에 대한 연구가 집중적으로 수행되었다[1]. 접촉점화 추진제로 주로 사용되는 대표적인 조합은 하이드라진(hydrazine) 계열의 연료와 사산화이질소(dinitrogen tetroxide, NTO) 또는 질산(nitric acid) 계열의 산화제이다. 이 추진제 조합은 현재까지도 다양한 우주 임무에 활발히 활용되고 있으나 독성(발암성) 및 폭발성으로 인해 로켓 개발 전과정에 높은 비용과 시간을 초래한다는 한계점이 있다. 이를 해결하기 위해 2000년대 초반부터 기존 접촉점화 추진제 조합을 대체할 저독성 접촉점화 추진제에 대한 연구가 진행되기 시작했다. 저독성에 대한 개념은 명확하게 구분되어 있지 않으나 대부분의 연구기관에선 일반적으로 세계조화시스템(globally harmonized system of classification and labelling of chemicals, GHS)을 기준으로 독성을 평가하고 있다.

저독성 접촉점화 추진제에 관한 대부분의 연구는 과산화수소(hydrogen peroxide, H_2O_2) 또는 백연질산(white-fuming nitric acid, WFNA)과 같이 비교적 독성이 낮고 취급이 용이한 산화제를 기반으로 하여, 이러한 산화제들과 접촉점화 현상을 가질 수 있는 고에너지 연료를 개발하는 연구였다.

접촉점화 추진제의 점화성능은 연료와 산화제가 만나 점화하기까지 걸리는 시간인 점화지연 시간으로 판단하며 이는 화학적 요인과 물리적 요인에 의해 결정된다. 화학적 요인은 화학반응의 활성화 에너지(activation energy)와 관계가 있고, 물리적 요인은 추진제의 물리적 혼합, 확산, 상변화 등과 관계가 있다. 접촉점화 추진제 개발 연구에서는 Fig. 1과 같이 크게 화학적 요인을 관측할 수 있는 액적 낙하 실험(drop test)과 화학적 요인과 물리적 요인을 함께 관측할 수 있는 액주 충돌 실험(impinging jet test)을 사용한다. 액적 낙하 실험의 경우 다수의 추진제

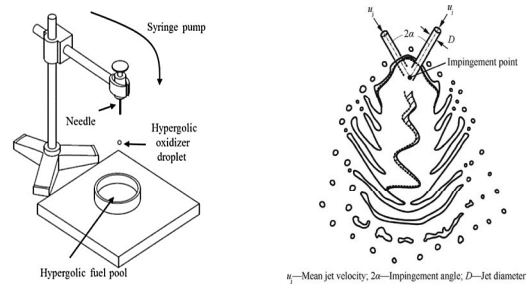


Fig. 1 Schematic of drop test and impinging jet test[2,3].

후보군의 접촉점화 가능성을 평가하는데 사용하며, 추진제간의 화학적 반응 특성을 확인해 볼 수 있다[4]. 하지만 연료에 산화제 액적을 떨어뜨리는(또는 그 반대) 액적 낙하 실험 방법은 접촉점화 가능성 여부를 빠르고 쉽게 평가할 수 있으나 실제 로켓 환경에서의 접촉점화 특성을 예측하기 어렵다. 또한, 액적 낙하 실험에서도 액적의 낙하 높이를 변화시켜 추진제의 물리적 요인에 의한 접촉점화 성능을 평가할 수 있다. 하지만 액적의 낙하 높이가 낮을 경우 화염이 실험 장치에 닿아 구조적인 파손을 야기할 수 있고, 반대로 액적 낙하 높이가 높을 경우 액적들의 혼합 신뢰성이 낮아지며, 액적의 과도한 모멘텀에 의해 액적이 비산하는 문제점이 발생한다. 이러한 한계점으로 인해 액적 낙하 실험 장치에서는 물리적 요인에 대해 확인하기 어렵다. 반면에 액주 충돌 실험은 연료와 산화제의 액주를 충돌시켜 분무 형상을 관측하는 실험 방법으로 화학적 요인과 더불어 혼합, 미립화와 같은 물리적 요인들이 점화성능에 어떠한 영향을 미치는지 확인할 수 있다. 간단한 실험 장치의 구조로 실제 로켓 작동과 유사한 환경을 모사할 수 있어 액적 낙하 실험보다 기술적으로 더욱 중요한 의미를 갖는 실험 결과를 도출할 수 있다. 이에 저독성 접촉점화 추진제를 연구하는 대부분의 연구 기관에서는 새롭게 개발된 추진제의 점화 가능성 여부를 액적 낙하 실험으로 확인하고, 그 이후 실제 시스템에 적용하기 위한 가능성 평가 및 인제터 설계를 액주 충돌 실험을 통해 판단하고 있다.

저독성 접촉점화 추진제를 연구하는 대표적

연구 기관들로는 미국의 퍼듀 대학교(Purdue Univ.), 독일의 항공우주 센터(DLR), 일본의 우주항공연구개발기구(JAXA)가 있으며 국내에서는 한국과학기술원(KAIST), 한밭대학교가 있다. 이 연구기관들은 액주 충돌 실험을 통해 다양한 추진제 조합으로 접촉점화 특성을 평가하고 있다. 저독성 접촉점화 추진제 조합을 개발하는 과정에서 추진제 후보군에 대한 다양성이 증대됨에 따라, 새로운 저독성 접촉점화 추진제 조합을 개발하기 위해선 접촉점화 추진제의 점화성능 평가 방법에 대한 면밀한 검토가 반드시 필요하다.

이 연구에서는 저독성 접촉점화 추진제를 활용하여 액주 충돌 실험을 수행했던 국내외 사례를 분석하여 실험 장치를 구성하는 방식과 실험 결과에 대해 분석해보려 한다.

2. 국외 사례 분석

2.1 Purdue University(USA)

미국의 퍼듀 대학교는 2007년부터 액주 충돌 실험 장치를 활용한 접촉점화 추진제에 대한 연구를 수행해오고 있다. 대표적인 논문은 2014년에 발표된 실린지 펌프를 활용한 액주 충돌 실험에 관한 논문과 2007년에 발표된 연소실 내 기체 분위기에 따른 액주 충돌 실험을 수행한 논문이다[5,6].

실린지 펌프를 활용한 액주 충돌 실험에 사용된 추진제는 하이드라진 계열의 연료인 모노메

틸하이드라진(monomethylhydrazine, MMH)과 적연질산(red-fuming nitric acid, RFNA) 그리고 트리에틸아민보란(triethylamine borane, TEB) 연료와 백연질산 조합이다. Fig. 2와 같이 실린지 펌프를 활용할 경우 단순히 실린지를 교체하는 방식으로 다양한 추진제 조합에 대해 실험을 수행할 수 있다는 장점이 있다. 실험 변수로 연료와 산화제 액주의 모멘텀 비를 선정하였고, 점화 지연시간 및 연소실 내부 압력을 측정하여 점화성능을 정량적으로 평가하였다. 실험 결과 모든 추진제 조합에서 액적 낙하 실험 대비 점화지연시간이 증가하였고, 이는 인젝터로 분사되는 추진제가 혼합되는 과정에서 최적 혼합이 이뤄지지 않았기 때문이라 판단하였다.

연소실 내 기체 분위기에 따른 액주 충돌 실험은 실린지 펌프를 사용하는 대신 Fig. 3과 같이 액체 추진제를 가압하여 분사하는 가압식 액주 충돌 방식을 사용했다. 실험에 사용한 기체는 공기, 질소, 헬륨이며 연소실 내부 초기 압력은 1 atm, 3 atm 이었다. 메탄올(78 wt%)과 망간 촉매인 manganese (II) acetate tetrahydrate(22 wt%)를 혼합한 Block 0 라는 연료와 고농도 과산화수소를 사용한 저독성 접촉점화 추진제 조합을 사용했다. Semenov의 이론을 바탕으로 추진제의 접촉점화 반응을 열적 점화현상이라 가정하여 해석하였다. 실험 결과 연소실 압력이 증가함에 따라 점화지연시간이 감소하였으며 추진제 접촉으로 발생하는 반응열이 주변 기체로 소산되는 정도에 따라 점화지연시간이 변화하는

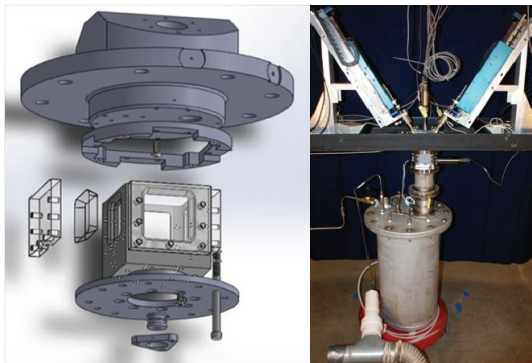


Fig. 2 Impinging jet test apparatus using cylinders[5].

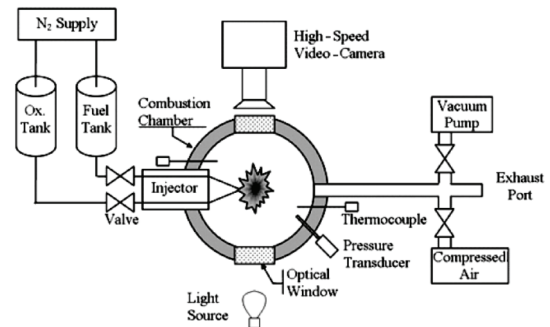


Fig. 3 Schematic of pressurized impinging jet apparatus[6].

것을 확인하였다. 이는 주변기체의 루이스 수 (Lewis number)가 점화지연시간 변화에 영향을 주는 것으로 판단하였다.

2.2 Pennsylvania State University(USA)

펜실베이니아 주립대학교에서는 두 종류의 연료 테트라메틸에틸렌다이아민(tetramethylethylene diamine, TMEDA), 2-디메틸아미노에틸아자이드 (2-dimethylaminoethylazide, DMAZ)와 산화제인 백연질산을 사용하여 모멘텀 비와 당량비에 따른 액주 충돌 실험을 수행하였다[7]. 해당 연구에서는 액주에이터를 사용하여 실린지에 힘을 가해 일정량의 추진제를 공급하였다. 단일 Unlik e-doublet 종류의 인젝터를 사용하였으며, 모멘텀 비는 Rupe의 설계 기준에 따라 최적 혼합이 발생하는 1을 선택하였다[8]. 추진제 액주의 모멘텀 크기는 추진제의 밀도(ρ), 유속(V), 오리피스 직경(D)에 따라 달라진다. 모멘텀 크기는 오리피스직경을 변화시켜 조절하였으며 Eq. 1은 모멘텀 비를 계산한 식이다. 아래 첨자 1과 2는 각각 연료와 산화제를 나타낸다.

$$\frac{M_1}{M_2} = \frac{(\rho V^2 D^2)_1}{(\rho V^2 D^2)_2} \quad (1)$$

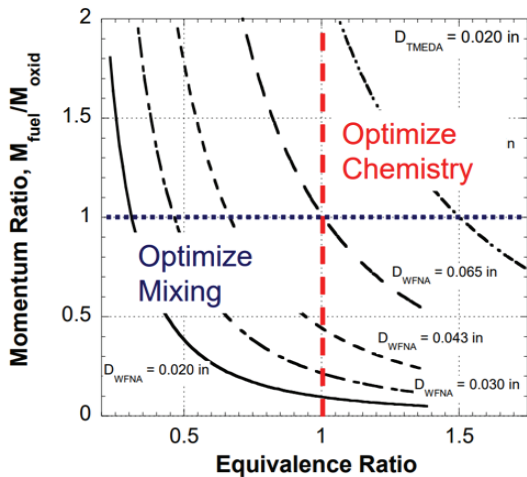


Fig. 4 Effect of oxidizer jet diameter on momentum ratio and equivalence ratio[7].

Fig. 4는 연료 오리피스 직경을 고정하고 산화제 오리피스 직경을 변화시키며 모멘텀 비와 당량비의 관계를 예측한 그래프이다. 해당 연구진은 모멘텀 비의 영향을 확인하기 위해 예측 조건과 같이 산화제 오리피스 직경을 변화시키며 실험을 수행하고 이를 예측 결과와 비교하였다. 실험 결과 예측한 대로 모멘텀 비와 당량비가 1에 해당하는 산화제 오리피스 직경인 0.065 in 일 때 점화지연시간이 가장 짧게 측정되었다. 이는 추진제의 최적 충돌 모멘텀 비와 최적 당량비에서 가장 짧은 점화지연시간이 측정된 것으로, 모멘텀 비와 당량비가 추진제의 물리적인 혼합과 화학반응에 큰 영향을 미친다고 판단할 수 있다. 또한, 연료와 산화제의 오리피스 직경을 변화시키며 당량비(ϕ)와 모멘텀 비에 따른 점화지연시간을 관찰하였다. 당량비가 1일 때 해당하는 추진제의 최적 부피 혼합비(O/F volume ratio)는 4.35이며, 실험 결과 Fig. 5에서 당량비 5.8인 경우 모멘텀 비에 따라 점화지연시간이 감소되는 것을 확인할 수 있었다. 이는 분사되는 추진제 유량이 최적 혼합비와 다르더라도 추진제 액주가 서로 충돌하는 순간에 충분한 크기의 모멘텀 비를 유지할 수 있다면 점화지연시간을 단축할 수 있다는 결과로써, 액주 충돌 실험 시 추진제 혼합비 변화에 의한 화학 반응열의 변화

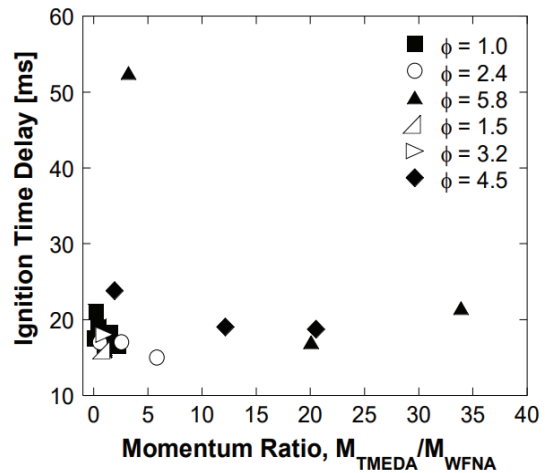


Fig. 5 Effect of equivalence ratio and momentum ratio on ignition delay[7].

보다 추진제의 물리적 혼합이 점화 성능에 더 큰 영향을 미칠 수 있음을 시사한다. 또한, 로켓 시동 시 발생할 수 있는 폭발성 시동(hard start)은 추진제의 점화지연시간 증가와 직접적인 관련이 있다는 관점에서, 추진제 액주 충돌 모멘텀 비를 충분한 수준으로 유지한다면 점화지연시간을 단축하여 점화 시 발생할 수 있는 연소 불안정성을 원천적으로 억제할 수 있다.

즉, 접촉점화 로켓의 안정적인 점화를 위한 하나의 방안으로, 로켓의 최초 점화 시 최적 당량비가 아닌 점화지연시간이 최소가 되는 모멘텀 비로 추진제 액주를 분사하여 연소 불안정성을 억제하고, 이후 최적 당량비로 추진제 분사량을 제어하는 방식을 제안할 수 있다. 액주 충돌 실험의 결과를 해석할 때는 다양한 실험 변수들의 상호작용에 따른 영향을 종합적으로 분석해야 하며, 이러한 과정을 거치면서 실제 추력기에 적용할 충돌형 인젝터 설계 및 운용 방안을 도출해야 한다.

2.3 Institute of Aviation(Poland)

폴란드의 IoA는 친환경 저장성 산화제인 고농도 과산화수소를 기반으로 한 새로운 접촉점화 추진제 조합 연구를 선도하는 그룹 중 하나이다. Fig. 6은 폴란드 연구진이 설계한 가압식 액주 충돌 실험 장치의 정보를 보여준다[9]. 액주 충돌 실험에 사용한 인젝터를 보면 인젝터 중심에 축 방향으로 하나의 분사기와 그 주변으로 4개의 분사기가 반경 방향으로 나열된 형태이다. 과산화수소가 산화제라는 것을 고려하면, 중심에 있는 분사기에서 연료가 분사될 것임을 예측할 수 있다. 그 이유는 과산화수소는 열분해 되는 과정에서 산소와 수증기를 생성하는데, 일반적으로 탄화수소 계열 연료를 완전 연소시키기 위한 산소를 제공하기 위해서 연료 유량보다 3~4배 이상의 유량을 공급해야하기 때문이다. 해당 연구에서는 98 wt% 고농도 과산화수소를 산화제로 사용하고, 다양한 종류의 촉매성 연료와 반응성 연료를 활용하여 접촉점화 성능을 평가하였다. 연료에 촉매를 녹여 과산화수소를 분해하여 점화를 일으키는 방식과 연료에 환원제를 첨가

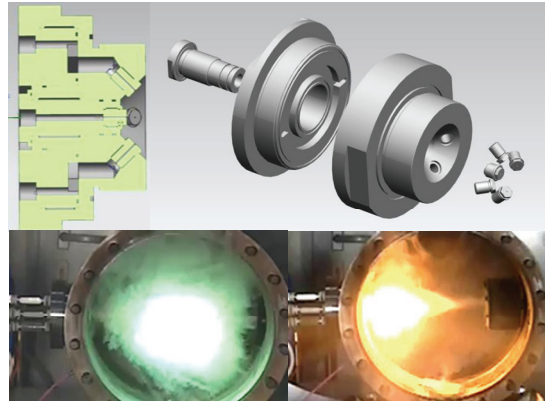


Fig. 6 Impinging jet apparatus of IoA[9].

하여 과산화수소와 산화-환원 반응을 통해 점화를 촉발하는 방식은 접촉점화 현상을 발현하기 위한 화학반응 메커니즘이 서로 상이하다. 실험 결과 반응성 연료의 점화지연시간이 촉매성 연료에 비해 짧게 측정되었으며 액주 충돌 실험 장치의 관측창을 통해 점화제의 종류에 따라 화염의 색이 달라진다는 것을 보고하였다.

2.4 German Aerospace Center(Germany)

2019년 German Aerospace Center(DLR)는 저독성 접촉점화 추진제의 점화 성능을 확인하기 위해 최적 혼합 비율로 분사되는 인젝터를 설계하고 흑백 및 컬러 이미징 측정 기법을 활용한 액주 충돌 실험 결과에 대해 보고하였다[10]. 앞서 언급한 Block 0 연료와 97.1 wt% 고농도 과산화수소를 산화제로 사용하는 접촉점화 추진제 조합을 실험에 활용하였다. Fig. 7은 해당 연구진이 설계한 액주 충돌 실험 장치이다. 인젝터는 2-on-1 unlike triplet jet type의 인젝터를 사용했으며, 중심에 위치한 유로로 연료를 공급하고 그 주변 2개의 유로로 산화제를 공급하여 60도 각도로 연료 액주와 충돌 하도록 배치하였다. 앞선 연구와 유사하게, 과산화수소 기반 접촉점화 추진제 조합의 높은 O/F비로 인해 연료보다 산화제 분사구가 더 많다. 인젝터의 경우 Eq. 2를 토대로 오리피스 직경을 선정하였다[11]. 최적 혼합을 위한 오리피스 직경은 추진제의 밀도와 질량 유량에 의해 결정된다. 상관관계식의 아래 첨

자 1과 2는 각각 연료와 산화제를 의미하며 MF(mixing factor; determined from experiment)는 혼합 계수(2-on-1의 경우 MF=1.6)를 나타낸다.

$$\left(\frac{d_1}{d_2}\right)^2 = MF \left[\frac{\rho_2}{\rho_1} \left(\frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_2} \right)^2 \right]^{0.7} \quad (2)$$

Fig. 8은 액주 충돌 실험과정에서 얻은 대표적인 실험 이미지이다. LED Backlight를 활용한 흑백(gray monochrome) 카메라와 컬러로 이미징 할 수 있는 초고속 카메라 2대를 동시에 촬영하여 이미지를 분석하였다. 흑백 이미지는 점화가 촉발되기 전 액주 충돌 과정에서 나타나는 분무특성을 파악하기에 적합하나 점화 순간을 면밀히 판단하기는 어렵다는 단점이 있다. 반면에 컬러 이미지 기법은 분무 특성을 파악하기 어렵지만 점화 순간은 비교적 정확히 분석할 수 있다. 두 가지 기법을 병행하여 분석하면 액주 충돌 전 과정에 대한 분무 및 점화 특성을 분석할 수 있다. 실험 결과 선행 연구결과들과 유사하게 액적 낙하 실험에서 측정된 점화지연시간(20.5 ms)에 비해 액주 충돌 실험의 점화지연시간이 더 증가하였다(190 ms).

2.5 JAXA(Japan)

최근 JAXA는 97.8 wt% 고농도 과산화수소와

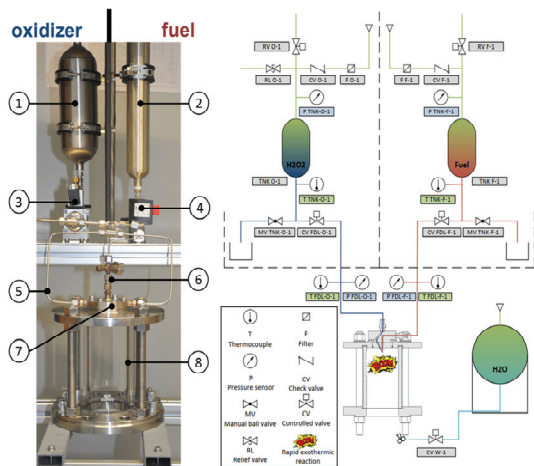


Fig. 7 Schematic of impinging jet apparatus[10].

HKP110 이라는 저독성 반응성 연료 조합으로 액적 낙하 및 액주 충돌에 관한 연소실험을 수행하였다[12]. HKP110 연료는 3-메틸아미노프로필아민(3-methylaminopropylamine, MAPA) 용매에 수소화붕소나트륨(sodium borohydride, NaBH₄)을 10 wt% 혼합한 반응성 연료이다. HKP110 연료와 98 wt% 과산화수소 조합의 이론 비추력은 MMH/NTO 조합에 비해 98.3% 수준이다. 액적 낙하실험에서 초고속 카메라로 측정된 점화지연시간의 범위는 약 4~5 ms 정도이다. Fig. 9는 JAXA에서 설계한 가압식 액주 충돌 실험 장치

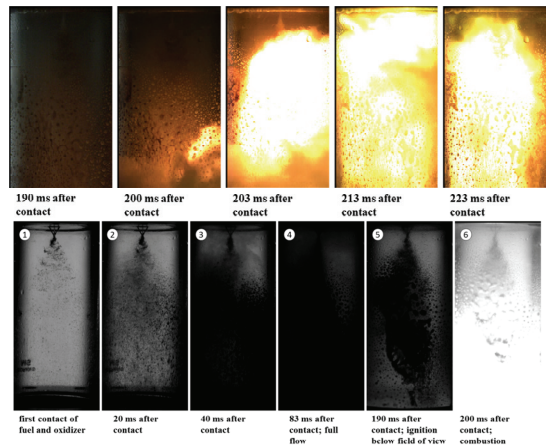


Fig. 8 Impinging jet test image according to photography technique[10].

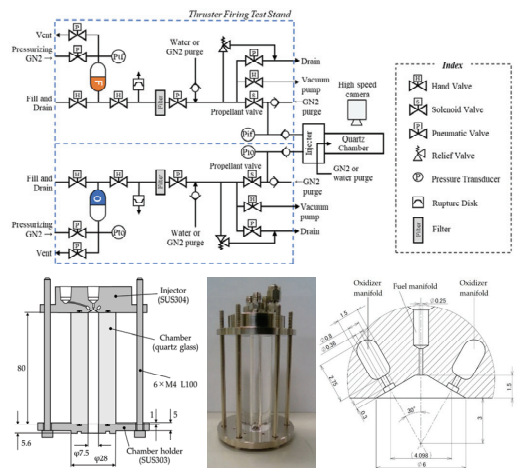


Fig. 9 Impinging jet apparatus of JAXA[12].

에 대한 정보를 나타낸 것이다. 인젝터 형상은 2-on-1 triplet type의 충돌형 인젝터를 사용하였으며, 중앙에서 연료 액주를 분사하고 양쪽에서 30도의 각도로 산화제 액주가 충돌하도록 설계되었다. 실험조건에서 특징적인 부분은 연료를 산화제 보다 먼저 분사하는 경우 (fuel-lead injection)와 그 반대의 경우(oxidizer-lead injection)에 대해 점화지연시간의 변화를 관찰한 것이다. 실험 결과 산화제 선 분사조건에서 상대적으로 긴 점화지연시간과 함께 점화와 소음이 불규칙하게 반복적으로 일어나는 불안정성을 관측하였다. 해당 연구진이 관찰한 현상은 국내에서 보고된 과산화수소 기반 저독성 접촉점화 추진제를 활용한 추력기 연소실험 시 발생했던 폭발성 현상의 원인과 유사한 것이다[4]. 이 실험 장치의 단점은 연소실의 원통 직경이 작아 미립화된 액적들이 연소실 벽면과 충돌한다는 점인데, 이러한 간섭은 점화지연시간 변화에 큰 영향을 줄 수 있다.

3. 국내 사례 분석

3.1 한국과학기술원(KAIST)

한국과학기술원 로켓연구실은 2015년부터 과산화수소 기반의 저독성 접촉점화 추진제와 이를 적용한 추력기 연구를 지속적으로 수행하고 있다. 대표적인 논문은 2019년에 발표된 물리적 접촉 방식에 따른 추진제의 분무 특성에 대한 연구와 2022년에 발표된 분무 특성을 관찰할 수 있는 가시화 방법론에 대한 논문이다[13,14].

물리적 접촉 방식에 따른 추진제의 분무 특성을 관찰하기 위한 논문은 연료와 산화제의 물리적 접촉 방식에 따라 점화지연시간이 어떻게 달라지는지 살펴본 것으로, 단순히 액주 충돌만을 통해 점화지연시간을 관찰했던 국외 선행연구 사례들과 차별성을 갖는다. 물리적 접촉 방식은 연료와 산화제가 액주(jet)-액주(jet) 형태로 분사되어 충돌할 경우, 액주(jet)-액막(sheet) 형태로 충돌할 경우, 액막(sheet)-액막(sheet) 형태로 충돌할 경우로 구분하였다. 물리적 접촉 방식은 산

화제를 액막 형태로 분사하고, 연료 인젝터의 형상을 액막에서 액주 형태로 변화시켜가며 조절하였다. 해당 연구에서는 물리적 접촉 방식에 따른 분사조건을 정량적으로 비교하기 위해 연료 오리피스 직경(d), 연료 분사 슬릿 너비(w)와 오리피스 수(N)로 정의되는 Blockage factor(BF)라는 설계 인자를 도입하여 분무실험을 수행하였다(Eq. 3).

$$\text{Blockage factor} = \frac{d \times N}{w} \quad (3)$$

추진제 조합으로 90 wt%의 고농도 과산화수소와 Stock 3 반응성 연료를 사용하였다. 실험 결과 BF factor가 감소함에 따라 점화지연시간과 표준편차가 증가하였다. BF factor가 0.15 조건에서 Fig. 10과 같이 연료 액주들이 산화제 액주를 뚫고 지나가며 점화 불안정성이 관측되었고, 최종적으로 액막-액막 조건에서 가장 안정적인 점화현상과 짧은 점화지연시간이 관측되었다. 추진제 접촉 면적이 넓어질수록 점화지연시간 감소

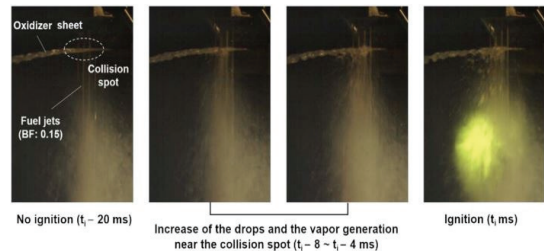


Fig. 10 Image of impinging jet test at BF 0.15[13].

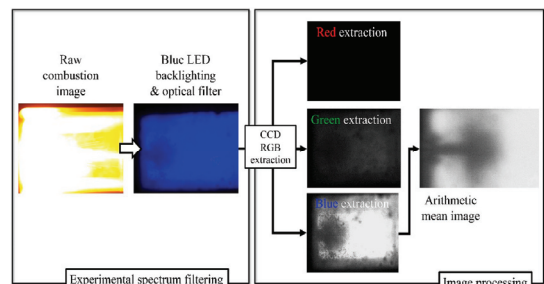


Fig. 11 Visualization method of blue backlighting high speed photography[14].

및 점화 신뢰성 향상에 긍정적인 영향을 보였다.

위 실험 결과는 저독성 접촉점화 추진제를 활용한 인젝터 설계 시, 추진제의 접촉면적을 극대화할 수 있는 인젝터 형태로 핀틀 인젝터 형상에 대해 고찰할 수 있는 기반을 제시했다는 점에서 의미가 있다.

저독성 접촉점화 추진제의 분무 특성과 점화 과정을 관찰하기 위한 방법으로 청색광 가시화 기법을 제시하였다. 해당 연구진은 Fig. 11과 같이 청색 가시화 기법을 이용하여 연료와 산화제 액주의 작동 조건에 따른 접촉점화 분무 특성을 관찰하였다. 청색 가시화 기법이란 청색광을 연소실 관측창 후면에 조사한 후 고속이미지를 촬영하는 방법으로, 웨도우 이미징 기법을 활용해

추진제의 분무 형상과 점화현상을 확인하는 기법이다. 이 기법을 활용하면 추진제 점화 시 발생하는 붉은색 계열과 백색 계열의 빛을 이미지 후처리 방식(image post-processing)으로 제거하여 화염이 형성된 과정에서 추진제의 분무 형상을 관찰할 수 있다는 장점이 있다. 인젝터는 Pentad-type 충돌형 인젝터를 사용하였고, 해당 기법을 이용하여 작동 조건에 따라 추진제 액주 분사 중에 발생할 수 있는 반응성 유동 분리현상(reactive stream separation, RSS) 및 간헐적 폭발 현상(popping)과 같은 연소 불안정성에 대한 다양한 연구를 수행하였다. Table 1은 국내외 선행 연구 사례의 주요한 실험 조건과 내용을 정리한 표이다.

Table 1. Characteristic summary of international and domestic impinging jet test.

Research institute /Country	Propellant (Fuel/Oxidizer)	Injector	Propellant injection method	Test condition	Measurement technique		Test content
					Visualization	Ignition	
Purdue Univ. /USA[5]	MMH/RFNA TEB/WFNA	Doublet	Syringe pump	Momentum ratio O/F ratio	Shadow imaging	High speed camera	Comparison of high-toxicity and low-toxicity hypergolic propellant performance
Purdue Univ. /USA[6]	Block 0/H ₂ O ₂	Doublet	N ₂ Pressurization	Atmosphere gas Initial pressure H ₂ O ₂ Concentration	Shadow imaging	High speed camera	Observation of popping phenomenon Ignition delay according to H ₂ O ₂ concentration
Pennsylvania State Univ. /USA[7]	TMEDA/WFNA DMAZ/WFNA	Doublet	Syringe pump	Momentum ratio Equivalence ratio	-	High speed camera	Correlation between momentum ratio and equivalence ratio
Institute of Aviation /Poland[9]	Catalytic fuel/H ₂ O ₂ Reactive fuel/H ₂ O ₂	4-on-1 Pentad	N ₂ Pressurization	Catalyst Reducing agent	-	High speed camera	Observation of ignition phenomenon according to the type of additive
German Aerospace Center /Germany[10]	Block 0/H ₂ O ₂	2-on-1 triplet	N ₂ Pressurization	Propellant jet velocity	Shadow imaging	High speed camera	Ignition delay according to propellant jet velocity
JAXA /Japan[12]	MANA+NaBH ₄ 10wt% /H ₂ O ₂	2-on-1 triplet	N ₂ Pressurization	Propellant lead injection	-	High speed camera	Propellant performance according to propellant lead injection
KAIST /Korea[13]	Stock 3/H ₂ O ₂	Variable area	N ₂ Pressurization	Jet - Jet Jet - Sheet Sheet - Sheet	-	High speed camera	Observation of ignition instability according to propellant contact area
KAIST /Korea[14]	Amin fuel/H ₂ O ₂	4-on-1 Pentad	N ₂ Pressurization	Momentum ratio	Blue visualization	High speed camera	Observation of combustion instability according to propellant momentum ratio

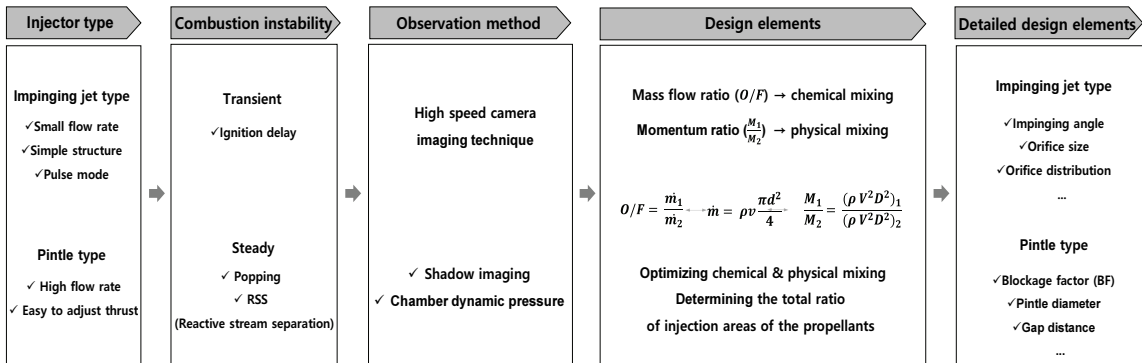


Fig. 12 Design of hypergolic propellant injector.

4. 결 론

이 논문에서는 2000년대 초반부터 근래까지 저독성 접촉점화 추진제를 활용한 액주 충돌 실험 장치의 구성과 주요한 실험 결과들에 대해 살펴보았다. 선행 연구 사례를 분석한 결과 액주 충돌 실험 시 추진제의 점화성능에 영향을 미칠 수 있는 주요한 요인으로 추진제의 모멘텀 비와 당량비, 추진제의 선분사 조건, 연소실 내 기체 분위기 및 크기가 있었다. 특히 연소실의 원통 직경이 작으면 미립화된 추진제 액적들이 벽에 남아 점화성능에 큰 영향을 주는 것으로 판단되기 때문에 액주 충돌 장치를 설계할 때 적합한 연소실의 크기를 선정해야 한다. 또한 모든 실험 결과에서 액적 낙하 시험에 비해 액주 충돌 실험에서의 점화지연시간이 더 길게 나타났다. 이는 화학적 요인과 물리적 요인의 상호작용이 실제 인젝터로 분사되는 추진제의 성능에 큰 영향을 미친다고 판단할 수 있었다.

액주 충돌 실험을 통해 실제 인젝터 설계를 위한 정보를 얻고자 할 경우에는 단순히 점화지연시간만을 관찰하는 것으로는 부족하다. 접촉점화 추진제의 연소 불안정성과 같은 현상까지 인젝터 설계 요소와 연계하여 실험 장치를 구성해야 실험의 진정한 의미를 찾을 수 있다. Fig. 12는 액주 충돌 실험의 인젝터 최적 설계를 위한 방안으로, 액주 충돌 실험의 결과와 인젝터 설계를 연계하기 위한 방안을 제시한다. 세부 설계

요소 앞 절차를 반복하여 인젝터 설계 최적화를 진행해야 한다.

후 기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (No.2022R1F1A1063648).

References

- Casiano, M.J., Hulka, J.R. and Yang, V., "Liquid-propellant rocket engine throttling: A comprehensive review," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 5, pp. 897-923, 2010.
- Park, S.H., Kang, H.J., Lee, K.H., Park, Y.C. and Lee, J.K., "Experimental Method for the Drop Test of Hypergolic Propellants," *Journal of the Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 45, No. 7, pp. 357-364, 2021.
- Chen, X. and Yang, V., "Recent advances in physical understanding and quantitative prediction of impinging-jet dynamics and atomization," *Journal of Aeronautics*, Vol. 32, No. 1, pp. 45-47, 2019.

4. Kang, H.J., Lee, E.K. and Kwon, S.J., "Suppression of Hard Start for Nontoxic Hypergolic Thruster Using H_2O_2 Oxidizer," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33, No. 5, pp. 1-7, 2017.
5. Willits, J., Dennis, J.D., Kulkarni, A.S., Ramachandran, P.V. and Pourpoint, T.L., "Combustion Characterization of Amine Borane Hypergolic Propellants," *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, OHIO, U.S.A., AIAA 2014-3884, Jul. 2014.
6. Pourpoint, T.L. and Anderson, W.E., "Hypergolic Reaction Mechanisms of Catalytically Promoted Fuels with Rocket Grade Hydrogen Peroxide," *Journal of Combustion Science and Technology*, Vol. 179, No. 10, pp. 2107-2133, 2007.
7. Bittner, D.W., Sell J.L. and Risha, G.A., "Effect of Jet Momentum Ratio and Equivalence Ratio on the Ignition Process of TMEDA and White Fuming Nitric Acid (WFNA)," *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, San Jose, C.A., U.S.A., AIAA 2013-4153, Jul. 2013.
8. Rupe, J.H. and Bartz, D.R., "An Experimental Correlation of the Nonreactive Properties of Injection Schemes and Combustion Effects in a Liquid-Propellant Rocket Engine Part I. The Application of Nonreactive-Spray Properties to Rocket-Motor Injector Design," NASA Technical Report No. 32-255, 1965.
9. Florczuk, W. and Rarate, G., "Assessment of various fuel additives for reliable hypergolic ignition wirt 98% HTP," *66th International Astronautical Congress*, Jerusalem, Israel, IAC-15-C4.3.9, Oct. 2015.
10. Lauck, F., Witte, J., Negri, M., Freundenmann, D. and Schlechtriem, S., "Design and first results of an injector test setup for green hypergolic propellants," *American Institute of Aeronautics and Astronautics Propulsion and Energy Forum*, Indianapolis, U.S.A., AIAA 2019-4279, Aug. 2019.
11. Gill, G.S. and Nurick, W.H., "Liquid rocket engine injectors," NASA SP 8089, 1976.
12. Hatai, K. and Nagata, T., "Quantitative Clarification of Stable Ignition Region for HKP110 Green Hypergolic Bipropellant," *Aerospace*, Vol. 9, No. 3, pp. 2226-4310, 2022.
13. Kim, H.T., Kang, H.J. and Kwon, S.J., "Liquid Sheet - Sheet Impinging Structure for Pintle Injector with Nontoxic Hypergolic Bipropellant," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 36, pp. 302-307, No. 2, 2020.
14. Kim, K.S., Jung, S.W. and Kwon, S.J., "Optical visualization of hypergolic burning spray structure using blue light spectrum," *Journal of Acta Astronautica*, Vol. 193, pp. 230-236, 2022.