



접촉 점화성 추진제의 충돌형 혼합 특성 연구 사례

김규섭^a · 김예현^a · 정상우^a · 정준영^a · 권세진^{a,*}

Research Studies of Impingement Characteristics for Hypergolic Propellant

Kyu-Seop Kim^a · Yehyun Kim^a · Sangwoo Jung^a · Junyeong Jeong^a · Sejin Kwon^{a,*}^aDepartment of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

ABSTRACT

Hypergolic thrusters have been extensively researched and applied to spacecraft propulsion based on their simplicity and high reliability of ignition. Research on the impingement characteristics of N₂O₄/amine has been profoundly carried out since the 1960s in advanced countries, especially the United States. Recently, enhancements to advanced hypergolic thrusters using MON/MMH have been planned by NASA to improve compactness and high performance. In this work, technical studies were investigated on the mixing of hypergolic propellant and its combustion instabilities such as reactive separation flow and popping.

초 록

접촉 점화 추진제 특성을 활용한 추력기는 간단한 시스템 구조와 높은 점화 신뢰성을 기반으로 고고도, 우주 환경에서 적용되어 왔다. 미국을 위시한 선진국의 경우 사산화질소/아민 계열의 추진제의 충돌 혼합 특성에 대하여 1960년대 이후로 심도 깊은 연구를 진행하고 있으며, 최근 차세대 접촉 점화 추력기 역시 고성능화, 경량화 측면에서 활발한 연구 개발을 수행하고 있다. 본 논문에서는 접촉 점화성 추진제의 충돌형 혼합 특성과 반응성 유동 분리(Reactive Separation Flow), 간헐적 폭발(Popping)의 충돌 혼합 시 발생할 수 있는 연소 불안정성에 대한 연구 사례를 조사하고 요약하였다.

Key Words: Hypergolic Propellant(접촉 점화성 추진제), Impingement Mixing(충돌 혼합), Non-reactive Mixing(비반응성 혼합), Reactive Stream Separation(반응성 유동 분리), Popping(간헐적 폭발)

1. 서 론

접촉 점화성 추진제는 연료와 산화제의 물리적 접촉으로 화학 반응이 발생하는 추진제를 의미한다. 우주 및 고고도에서의 궤도 천이와 자세 제어는 진공 상태의 작동 환경으로 공력 제어가 어렵다는 특성이 있다. 따라서 우주 환경에서 작

Received 9 June 2019 / Revised 26 August 2019 / Accepted 31 August 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2019년도 춘계학술대회(2019. 5. 29-31, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

동하는 추진기관은 일반적으로 로켓 시스템을 적용하여 왔다. 접촉 점화성 추진제를 활용한 추진기관은 로켓의 점화 과정에서 별도의 점화원이 필요하지 않으므로 시스템 복잡도를 낮추고 경량화할 수 있다는 장점이 있다. 또한, 추진제의 분사를 통해 점화가 가능하므로 추진기관의 작동에 매우 높은 신뢰성을 확보할 수 있다. 특히 미국의 경우 1960년대 이후로 NASA와 미공군연구소(Air Force Research Laboratory, AFRL) 등의 정부연구기관과 Rockwell International, Aerojet Liquid Rocket, Bell Aerosystems 등의 민간 우주 기업의 활발한 연구가 수행되었다. 이를 기반으로 접촉 점화 추진제를 활용한 추진기관은 민간 과학, 군사 분야에서 다수 적용된 바 있다. 민간 과학 분야에서는 우주 왕복선(Spaceshuttle)의 궤도 기동 엔진(Orbital Maneuvering Engine, OME), 아폴로 프로젝트 달착륙선의 상승/하강 모듈 등에 활발하게 적용되었다. 군사 분야에서는 대표적으로 Titan Series의 고고도 상단 발사체로 활용된 바 있으며 우주 환경에서의 탄도미사일 요격체(Kill Vehicle)의 DACS(Divert Attitude Control System) 추진기관으로 사용되었다. 최근 NASA의 Space Technology Mission Directorate의 2016년 우주 환경 추진 연구개발 로드맵에 의하면 우주 환경에서 작동하는 주 추진기관(Main Propulsion System), 반동 제어 시스템(Reaction Control System), 착륙선 상승 및 하강 모듈 적용을 목적으로 ISE-100으로 명명된 100 파운드 급 MON-25/MMH 이원 추진 기관의 연구 개발을 계획 중에 있다. ISE-100은 1960년대 이후로 축적된 연구 결과를 바탕으로 추진기관의 경량화, 저비용의 개발 및 생산, 그리고 고성능의 비추력 성능을 확보하는 것을 목표로 하고 있다[1]. 이와 같이 고고도 및 우주 환경에서 작동하는 접촉 점화 추진제는 우주 추진기관의 핵심 요소로 사용되어 왔으며 향후에도 높은 신뢰성에 기반한 성능 개량을 통해 우주 추진기관에 활발히 적용될 것으로 기대된다.

액주 충돌형 혼합(Jet Impingement Mixing) 방식은 산화제 및 연료의 액주 충돌을 통해 충

돌 영역(Pre-reaction Zone)을 형성하고 액주 간 모멘텀 교환으로 혼합이 이루어지는 방식을 일컫는다. 접촉 점화성 추진제를 사용하는 추력기의 성능에는 충돌 혼합 특성이 지배적인 영향을 미치며 특히 접촉 점화 특성으로 인하여 발생하는 연소 불안정성은 연소 성능의 저하와 직결된다. 본 논문에서 다룬 접촉 점화성 추진제의 연소 불안정성은 추진기관과 연소 사이의 음향학적 동조화를 통해 발생하는 현상 이외에 접촉 점화의 고유한 특성에 의해 발생하는 추진제 혼합의 저해, 국부적인 폭발로 정의하였다. 본 논문에서는 추진제의 충돌 혼합 특성과 연소 불안정 현상에 직접적 영향을 미치는 변수를 확인하고 그 연구 사례를 조사하였다.

2. 충돌형 혼합 유동 특성

2.1 비반응성 충돌 혼합

비반응성 충돌 혼합은 연료와 산화제 간의 물리적 접촉이 이루어질 때 화학 반응이 일어나지 않는 혼합을 일컫는다. 비반응성 추진제와 접촉 점화성 추진제의 분무 특성은 접촉 점화로 인한 화학 반응에 의해 확연하게 다른 분무 특성을 보인다. 일반적으로 화학 반응에 의한 추진제의 기화, 연소 반응은 충돌 영역에서의 추진제의 혼합을 저해한다. 그러나 추진제 혼합 후 점화에 이르기까지 일련의 물리 화학적 반응에서 시간이 소요되기 때문에 연료와 산화제가 충돌하는 영역에 추진제가 잔류하는 시간(Residual Time) 대비 추진제의 화학적 반응 시간이 상대적으로 길 경우 충분한 추진제 혼합이 수반될 수 있다. 추진제의 충돌 영역에서의 잔류 시간은 충돌 액주(Impinging Jet)의 유속, 직경 등의 인젝터 수력학적 특성에 지배적인 영향을 받으므로 인젝터 설계 시 접촉 점화성 추진제의 특성을 고려한 면밀한 설계가 요구된다. 그 예로 반응성이 매우 높은 하이드라진-사산화질소 계열 추진제는 화학적 반응 시간이 수 ms 수준으로 매우 짧은 시간 이내에 점화가 발생하여 액주 충돌 영역에서 추진제 간 충분한 혼합이 이루어지기 전에

연소가 이루어지게 된다. 이와 같이 화학적 반응 시간이 추진제 잔류 시간 대비 매우 짧을 경우 비반응성 유체 혼합과의 상관관계가 적고 또한 불균일한 추진제 혼합비(O/F Ratio)의 분포로 인하여 연소 불안정이 발생할 가능성이 높다. 반면에 화학적 점화 지연 시간이 수십 ms에 이르는 SFNA(Stable Fuming Nitric Acid)-Corporal 추진제 조합은 인젝터 분사 직후 점화가 발생하기까지 혼합에 충분한 시간이 주어져 초기 시동 특성에서 비반응성 추진제의 층돌 혼합과의 상관관계가 존재할 수 있다[2]. 따라서 접촉 점화성 추진기관의 인젝터 설계에서 층돌형 인젝터의 수력학적 특성과 추진제 화학적 반응 시간을 고려한 인젝터 설계가 주요한 핵심 소요기술에 해당한다.

층돌 혼합 영역에서의 추진제 질량 및 혼합비의 균일성에 대한 인젝터 수력학적 특성 및 설계 기법을 확보하기 위하여 Jack H. Rupe는 액주 층돌형 Doublet 인젝터의 비반응성 추진제 혼합 연구를 수행하였다[3]. 액주 층돌 혼합을 통한 추진제의 국부적 질량 및 혼합비의 균일화(Uniformity) 정도를 정량화하였으며 이를 기반으로 층돌 혼합의 균일성에는 추진제 유동의 밀도비(ρ_1/ρ_2), 인젝터 분사 속도비(V_1/V_2), 인젝터 오리피스 직경비(D_1/D_2)가 지배적인 영향을 미치는 것을 확인하였다. Fig. 1은 층돌형 Doublet 인젝터 하단에서 비반응성 추진제 액주 층돌 이후의 유체를 포집하여 추진제의 질량 및 혼합비 분포를 2차원 평면으로 나타낸 선도이다. 각 경계선은 동일한 질량 플럭스(Mass Flux), 혼합비를 가지는 경계선을 의미한다. 포집된 추진제의 질량(G) 및 혼합비(r) 분포 영역이 최적의 성능이 기대되는 이론 혼합비에 근접할수록 층돌 혼합을 통해 보다 최적의 혼합이 이루어졌음을 의미한다.

G. W. Elverum와 Jr., T. F. Morey는 동일한 기하학, 수력학적 형상을 가지는 오리피스 조합에 대하여, 외곽 오리피스(Outer Orifice) 대비 중심 오리피스(Center Orifice)의 개수 비와 층돌각에 따라 Rupe의 인젝터 최적 설계 기준이 달

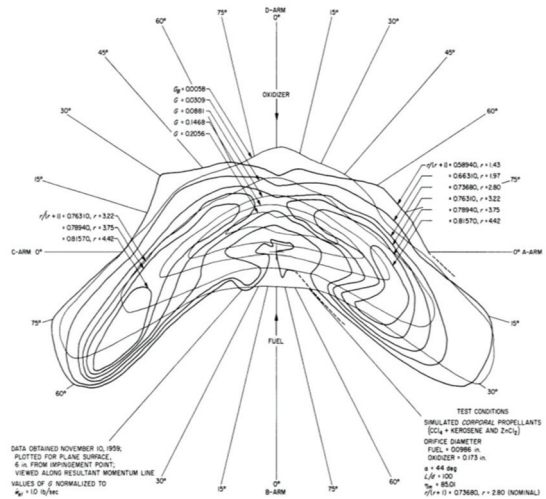


Fig. 1 Distribution of mixture ratio and mass flux for Rupe injector element[3].

라질 수 있음을 확인하였다[4]. Doublet 이외의 다양한 형상의 인젝터의 균일한 혼합이 이루어지는 최적 설계 기준을 Eq. 1과 같이 제시하였다. 연료와 산화제는 인젝터 설계에 따라 각각 외곽 유로 혹은 중심 유로에 배정될 수 있으며 아래 첨자 1과 2는 각각 외곽과 중심 유동을 의미한다. 균일 혼합에 대한 관계식은 외곽 대비 중심 유동의 밀도, 유속, 오리피스 직경의 비와 유로 개수의 비인 α , 그리고 유로 개수의 비와 층돌각에 따라 달라지는 상수인 β , k 로 나타내어진다.

$$\frac{\rho_1 V_1}{\rho_2 V_2} \left(\frac{\alpha D_1^2}{D_2^2} \right)^\beta = k \quad (1)$$

예를 들어, 연료 유로 개수 대비 산화제 분사 유로의 비가 1:1인 Doublet 인젝터는 $\alpha = \beta = k = 1$ 로, 층돌각에 독립적이며 균일 혼합 기준은 Rupe의 설계 기준과 동일한 관계식을 가진다. Triplet과 Pentad 인젝터의 균일 혼합 관계식은 실험식으로 도출하였으며 Doublet 인젝터와는 달리 최적 혼합이 층돌각의 영향을 받음을 확인하였다.

2.2 반응성 증돌 혼합

일반적인 이원 추진제 로켓 엔진의 경우 이론상 최대 성능 도출을 위해 최적 연료-산화제 혼합비에서 연소가 수반되도록 설계를 수행한다. 이는 연소 영역에서 형성된 국부적인 혼합비 분포가 이론 혼합비로부터 편차가 발생할 경우 그만큼 추진제의 불완전 연소로 인하여 발생 에너지가 작아지게 되는 것에 기인한다. 따라서 추진기관이 이론상 최대 성능을 내기 위해서는 연소실 내부 모든 영역에서의 국부적인 추진제 혼합비가 최적 혼합비와 동일하여야 한다.

마찬가지로 접촉 점화 특성의 추진제를 활용하는 추력기 역시 인젝터 설계를 통해 국부 혼합비의 분포를 최대한 이론 혼합비에 근접하게 인젝터 설계를 할 때 최대 성능을 기대할 수 있다. 그러나 접촉 점화 특성의 추진제의 경우 연료와 산화제가 접촉할 때 수반되는 화학 반응으로 추진제의 증발이 발생한다. 증발된 기체 상(Gas Phase)이 추진제의 액체 상(Liquid Phase) 혼합을 저해하므로 증돌 혼합 영역 내에서 균일한 혼합이 이루어지기 어렵다. 따라서 접촉 점화성 추진제의 반응성 특성이 면밀하게 고려되지 않는다면 불균일한 추진제 혼합으로 인하여 연소 성능이 현저하게 감소할 수 있다.

Jet Propulsion Laboratory(JPL)의 John Houseman은 추진제의 질량 유량, 연소실 압력에 따라 증돌 영역에서의 혼합 특성이 침투(Penetration), 혼합(Mixing) 그리고 유동 분리(Separation)로 발전할 수 있다고 보고하였다[5].

Fig. 2는 침투, 혼합, 유동 분리가 발생할 때의 연소실 내부의 혼합비 분포를 나타낸 선도이다. 앞서 기술한 바와 같이 유동 분리 현상은 증돌 영역 내부에서 증발된 기체 막(Gas Film)이 추진제의 혼합을 저해하는 현상으로 산화제 오리피스 주변 영역에서는 산화제 과잉 조건이, 연료 오리피스 주변 영역에서는 연료 과잉 조건이 형성됨을 확인할 수 있다. 이와 반면, 침투는 액주 증돌로 인한 모멘텀 교환과정에서 혼합비 분포가 역전되는 현상으로 질량 유량 및 연소실 압력이 낮을 때 발달한다. 추진제의 질량 유량을 높임으로써 연소실 압력이 점차 증가할 때 유동

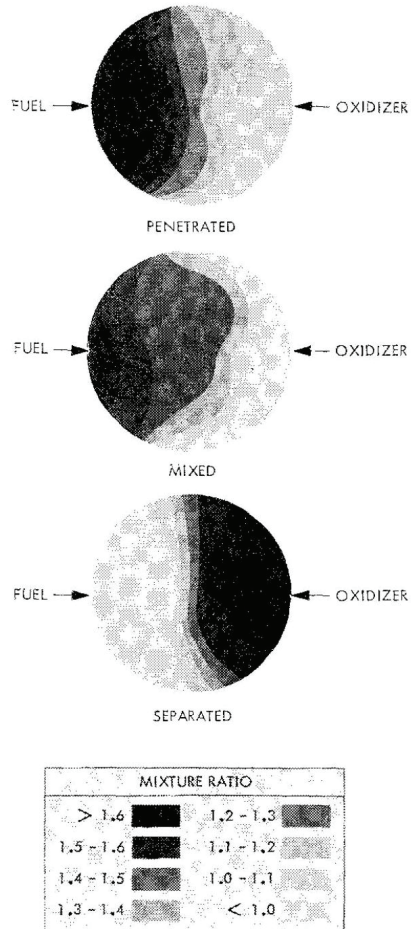


Fig. 2 Mixture ratio distribution depending on mixing characteristics[5].

은 침투에서 유동 분리로 발달한다. 인젝터 설계가 Rupe의 균일 혼합 기준을 만족한다 하더라도 접촉 점화 및 화학 반응에 의하여 연소실 내부의 혼합비 분포가 질량 유량 및 연소실 압력에 의하여 달라질 수 있으며 혼합비가 보다 균일한 분포를 가지는 혼합 조건이 침투 조건과 유동 분리 조건 사이에 존재함을 확인하였다.

또한, 인젝터 오리피스 직경 크기에 따라 인젝터 혼합 특성이 달라질 수 있음을 관찰하였다. 질량 유량 변화에 상관없이 0.508 mm 이하의 오리피스 직경에서 액주가 분사될 경우 침투 유동만이 발달하는 반면 1.854 mm 이상의 오리피스 직경은 유동 분리만이 발달하였다. 0.508 mm -

Table 1. Occurrence condition of separation depending on impingement jet injector orifice diameter.

Jet Orifice Diameter (mm)	Thrust level	Mixing Characteristics	Ref.
0.508	-	Penetration	[5]
0.736		Transition between penetration and separation	
1.854		Separation	
0.508	44.5 N (10 lb)	No separation	[6]
0.558		No separation	
1.524	445 N (100 lb)	Separation	
6.096	8,900 N (2,000 lb)	Separation	
6.350		Separation	

1.854 mm 사이의 중간 직경 오리피스에서는 질량 유량에 따라 침투, 혼합, 유동 분리 발생이 구분되었다. 침투 혹은 유동 분리는 혼합 유동에 비해 약 4% 정도의 유의미한 특성 속도 효율의 감소가 발생하였다.

David D. Evans 등은 동일한 인젝터 설계에 대해서 반응성 유체의 충돌 혼합 분포는 접촉 점화 특성으로 인하여 비반응성 유체의 충돌 혼합의 분포와 상이할 수 있음을 보고하였다. 또한 일반적으로 추력 수준이 높아짐에 따라 오리피스 직경이 커지게 되는데 이때 유동 분리의 발생 가능성 역시 증가함을 관찰하였다[6]. 인젝터 오리피스 직경 크기에 따른 혼합 특성 조건을 Table 1에 요약하였다[5,6]. 오리피스 직경 크기 증가에 의한 유동 분리 발생 원인은 명확하게 밝혀진 바 없으나 약 0.56~0.74 mm 사이에서 유동 분리가 발달하기 시작하는 것을 확인하였다. 0.558 mm 이하의 오리피스 직경에서는 유동 분리가 거의 발견되지 않았으며 1.524 mm 에서부터 점차 유동 분리가 발생하여 연소 효율에 영향을 미치고 6.35 mm 이상의 직경에서 연소 성능의 현저한 감소가 보고되었다.

Marshall C. Burrows는 접촉 점화 추진제가 급격한 화학 반응성에 의해 추진제의 비산 혹은 증발 기체의 생성으로 혼합이 저해될 수 있음을 확인하였다. 또한 충돌 영역에서의 접촉 점화성 추진제의 물리적 거동은 혼합 영역에서의 화학적 반응을 동조화(Coupling)하여 고려해야 한다고 보고하였다[7]. 연소실 내부의 온도를 C 타입

열전대(Thermocouple)를 통해 유동 분리에 의한 효과를 측정하였다. 충돌 혼합 영역 내에서 균일 혼합이 이루어지지 않는 경우에 불균일한 추진제 혼합비 분포로 인하여 연료 및 산화제 오리피스 부근에서 밀도, 온도와 그 기울기 차이가 크게 발생함을 확인하였다.

Bruce H. Johnson은 비반응성 유체 혼합에 연소 효과를 동조화시켜 반응성 유체 혼합 특성을 분석하였다. 연소 효과가 미치는 영향은 접촉 점화성 추진제 조합의 화학 반응 시간에 따라 달라지며 정도에 따라 충돌 혼합 영역에서의 연소 효과가 다름을 관찰하였다[2]. 사산화질소-하이드라진 계열 연료 조합의 경우 점화 지연이 수 ms 이내로 화학 반응성이 매우 크기 때문에 유동 분리 효과에 의한 혼합 저해가 매우 지배적이다. 이에 반하여 Corporal 추진제의 경우 점화 지연이 10~30ms 정도 수준으로 하이드라진 계열 연료에 비해 반응성이 다소 낮기 때문에 상대적으로 유동 분리에 강건하였다. 이로부터 반응성 추진제의 혼합 과정에서 연소 효과는 추진제의 점화 지연 시간에 크게 관계되어 있는 것으로 확인되며 점화 지연이 짧을수록 연소 효과가 지배적으로 나타난다. 즉, 추진제의 점화 지연이 짧을수록 추진기관의 신속 응답 혹은 펄스 모드(Pulse Mode) 작동에 유리할 수 있으나 접촉 점화 추진제는 반응성 특성에 의해 오히려 성능이 감소하는 특성이 있다. 이에 사산화질소-하이드라진 계열 연료의 점화 지연을 늦춤으로써 연소 효율을 높이기 위한 방법으로 연료 첨가제를 혼

합하는 방식을 시도한 바 있으며 물을 첨가제로써 연료에 혼합하였을 때 가장 낮은 성능 저하를 보였다[2,8].

3. 반응성 추진제의 연소불안정성

충돌형 인젝터는 간단한 시스템 구조와 높은 혼합 효율로 접촉 점화 추진기관의 인젝터로 다수 적용되고 있으며 이론 연구도 1950년대부터 선행되어왔다. 그러나 충돌 혼합 도중의 접촉 점화 추진제의 급격한 화학 반응으로 인하여 연소 불안정성에 취약한 측면이 있다. 접촉 점화 추진제의 충돌 혼합 방식에서 주로 발생하는 연소 불안정성으로는 유동 분리, 줄무늬 유동(Striation Flow), 간헐적 폭발(Popping)이 있다. 접촉 점화성 추진제의 고유한 연소 불안정성은 모두 추진제의 충돌 최적 혼합을 저해하며 연소 성능을 저하시키거나 폭발적인 연소 반응의 원인이 된다. 이에 따라 충돌형 인젝터 설계에서는 혼합 영역에서 연소 불안정성들을 효과적으로 제어하거나 연소 불안정성 발생 영역을 고려한 인젝터 설계가 요구된다.

3.1 반응성 유동 분리

접촉 점화 특성의 추진제를 충돌시켜 혼합할 경우 충돌 지점 부근에서 매우 급격한 화학 반응으로 기체 막(Gas Film)이 형성되어 연료와 산화제 유동이 혼합되지 못하고 분리되는 현상을 반응성 유동 분리(Reactive Stream Separation, RSS)라고 정의한다. Fig. 5는 혼합 유동과 유동 분리를 실험적으로 관찰한 그림이다. 연료 및 산화제의 직경비, 밀도비, 액주 유속의 비의 인젝터 설계 변수 조건에 따라 유동이 좌측 그림과 같이 연료와 산화제의 균일한 혼합이 이루어지거나 우측의 유동과 같이 기체 막에 의해서 연료 산화제 유동이 분리되어 균일한 혼합 분포가 이루어지지 못하는 유동 분리가 발생할 수 있다. 반응성 유동 분리 현상은 접촉 점화 추진제를 충돌 혼합하는 방식에서 고유하게 나타나는 현상이다.

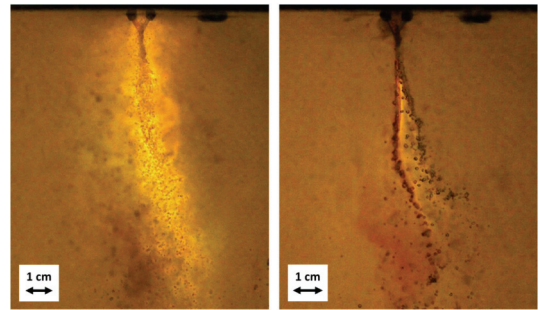


Fig. 3 Mixing characteristics of impingement jet (left: mixing regime, right: separation regime)[9].

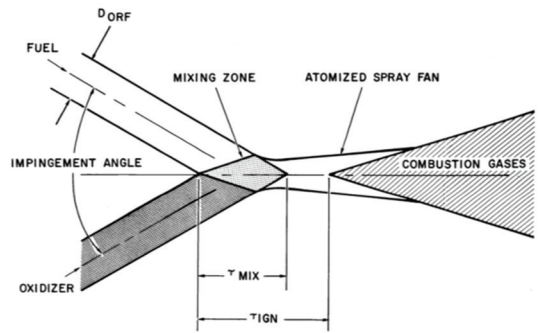


Fig. 4 Mixing regime modeling of reactive propellant[10].

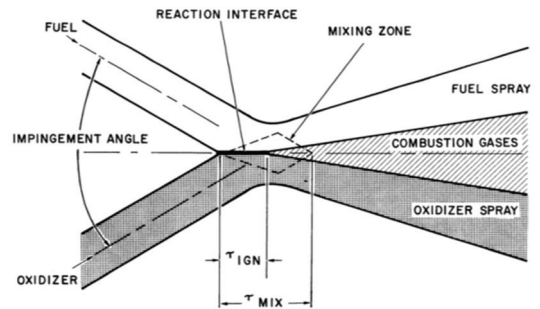


Fig. 5 Separation regime modeling of reactive propellant[10].

B.R. Lawver 와 B.P. Breen은 Rupe의 균일 혼합 기준을 만족하는 인젝터를 설계하였으며 실험을 통해 유동 분리의 발생에 인젝터 설계가 지배적인 변수임을 확인하였다[10]. Figs. 3-5에서와 같이 혼합 유동은 추진제의 혼합이 균일하게

이루어져 혼합 영역(Mixing Zone)이 형성된 후 추진제의 점화가 발생하는 유동 모델을 제시하였다. 이와는 반대로 유동 분리는 추진제의 점화가 혼합 영역 내부에서 점화가 발생하는 현상으로 정의하였다.

유동 분리가 발생하는 경우 혼합 영역 내부의 반응 경계면(Reaction Interface)에서 추진제의 급격한 화학 반응을 통해 추진제의 기화 및 기체상 반응이 일어나 추진제 혼합을 저해한다. 유동 분리의 발생 조건에 대한 변수로는 화학적 점화 지연 시간, τ_{ign} 과 혼합에 요구되는 시간 혹은 잔류 시간, τ_{mix} 의 시간 비가 있다. 유동 분리가 발생하는 조건으로는 추진제의 충분한 혼합이 발생하지 못한 채 반응 경계면에서 점화가 발생하므로 추진제의 점화 지연 시간보다 혼합 시간이 더 길다. 이로부터 다음의 유동 분리 관계식 조건이 제안되었다.

$$\tau_{ign} \leq \tau_{mix} \tag{2}$$

화학적 점화 지연 시간은 추진제의 접촉으로부터 발생한 발열 반응을 통해 추진제의 기화와 점화가 이루어질 때까지의 시간으로 추진제의 온도, 활성화 에너지, 반응률, 추진제 조성의 함수이다. 즉,

$$\tau_{ign} = \frac{1}{k} \ln(C_{ign}/C_0) = \frac{\ln(C_{ign}/C_0)}{Ae^{-\frac{E}{RT}}} \tag{3}$$

여기서 k 는 반응률 상수, C_{ign} 과 C_0 는 각각 반응물의 점화 당시의 농도와 초기농도, A 는 Kinetic Frequency Factor, T 는 반응물 온도, E 는 활성화 에너지이다. 혼합 시간은 충돌 혼합 영역에서 추진제가 잔류하는 시간으로 정의되며 액주 직경, 유속, 충돌각에 대한 함수로 인젝터 설계에 의해 달라진다. 혼합 시간은 다음 식과 같이 정의된다.

$$\tau_{mix} = \frac{D}{\sin(\theta/2)} \cdot \frac{1}{V} \tag{4}$$

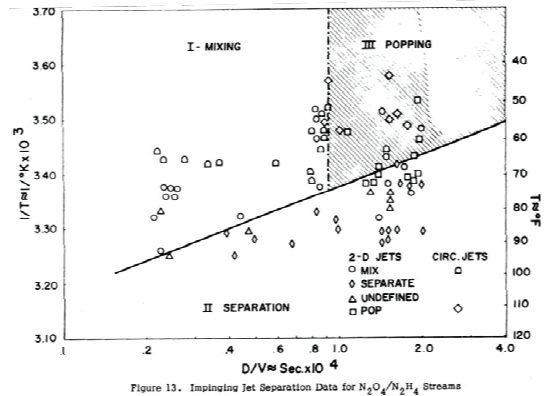


Fig. 6 Mixing characteristics on the injector design parameter[10].

D 는 액주의 직경, θ 는 액주 간 충돌각, V 는 유동 속도이다. 유동 분리가 발생하는 임계 조건(Critical Condition)은 화학적 점화 지연 시간과 혼합 시간이 동일할 때이며, 다음의 관계식을 가진다.

$$\frac{D}{\sin(\theta/2)} \cdot \frac{1}{V} = \frac{\ln(C_{ign}/C_0)}{Ae^{-\frac{E}{RT}}} \tag{5}$$

이로부터 유동 분리는 인젝터 수력학적 특성에 지배적인 영향을 받으며 인젝터 설계에 따라 직접적으로 제어될 수 있음을 확인하였다. 추진제 온도가 통제될 때 화학적 점화 지연 시간은 상수로 간주될 수 있으므로 유동 분리는 인젝터 설계 조건에 따라 발현 여부가 결정된다. Fig. 6에서와 같이 인젝터 수력학적 특성에 따라 실험적으로 혼합 영역, 유동 분리, 간헐적 폭발로 발생 영역이 구분되는 것이 보고되었다.

y 축은 온도의 역수($1/T$)이며 충돌 혼합에서 추진제 온도가 높을수록, 유동 속도가 낮을수록 유동 분리가 발현될 가능성이 높았다. 이는 추진제 온도가 높을수록 화학 반응률이 급격히 증가하고 사산화질소의 기화가 쉬워지기 때문이며 유동 속도가 낮을수록 충돌 정체점(Impingement Stagnation Point)에서 추진제가 오래 잔류하기 때문에 화학 반응에 의한 유동 분리가 발생할

가능성이 높아진다. 또한, Eq. 5에서와 같이 액주 충돌각도 혼합 영역에서의 잔류 시간에 대한 변수이므로 충돌각에 따라 유동 분리 발생 조건을 제어할 수 있다.

유동 분리의 결과로 줄무늬 유동(Striation Flow)이 발생할 수 있다. 줄무늬 유동은 유동 분리를 통해 연료와 산화제가 혼합되지 못한 채 각각 분리되어 유체 기둥을 형성하는 현상이다. 줄무늬 유동은 매우 불균일한 혼합 분포를 보이며 충분한 화학 반응이 이루어지지 않는다. 매우 불균일한 혼합비의 분포로부터 불완전 연소가 발생하기 때문에 이로부터 연소 성능의 심각한 저하가 수반된다. 줄무늬 유동에 의한 연소 성능 저하는 단일 요소(Single Element)의 인젝터 대신 다중 요소(Multi-Element) 인젝터를 사용할 경우 요소 간 후류 혼합(Secondary Mixing)을 통해 유동장이 간섭되어 해소될 수 있다고 보고되었다.

Raymond Kushida와 John Houseman은 충돌형 액주의 유동 분리는 압력 조건에 따라 2가지 모드로 작동할 수 있다고 구분하였다[11]. 첫 번째 모드는 낮은 압력 조건에서 발생하는 유동 분리이다. 이는 액주의 충돌 정체점(Stagnation Point)에서 화학 반응을 통해 유체가 거품점(Bubble Point)에 도달하고 이를 통해 증발된 기체가 유동 분리를 야기하는 현상이다. 두 번째 모드는 높은 압력 조건에서 급격한 기체 상(Gas Phase) 반응을 통해 연료와 산화제의 반응 경계면에서 생성된 기체 막이 추가적인 혼합과 응축상의 화학 반응을 저해하는 경우이다. 유동 분리의 발생 원인으로는 충돌 정체점 근처 반응 경계면에서의 매우 강렬한 화학적 발열 반응으로 보고되었다. 유동 분리의 발생 기준은 B. R. Lawver와 B. P. Breen이 제시한 Eq. 5와 유사하게 유로 직경의 유속 대한 비인 잔류 시간으로 설정하여 유동 분리 발생 임계 조건을 모델링하였고 이를 실험 결과와 비교 분석하였다. 또한, 압력 조건이 추진제 거품점의 변수이므로 작동 환경에서의 압력에 따라 첫 번째 모드의 유동 분리의 발생 가능성에 영향을 줄 수 있음을 확인하였다. 예를 들어 연소실 압력이 증기압보

다 낮을 때 유동 분리 발생 가능성이 증가하지만 반대로 연소실 압력이 증기압보다 높을 때 혼합 영역 내부에서 추진제의 증발로 형성된 기체가 높은 압력에 의해 붕괴되어 유동 분리가 억제될 수 있다.

Hiroumi Tani 등은 연소 가시화 장비를 구축하여 MON3-MMH 추진제 조합의 유동 분리를 관찰하였다[12]. 기존 NASA의 접촉 점화성 추진제의 연소 불안정성 연구 사례에서 이미지 해상도가 높지 않았기 때문에 이를 개선하고자 고해상도 초고속 카메라를 활용하여 Backlighting 및 칼라 이미지를 획득하였다. 추가적인 중간 상(Intermediate Phase) 물질의 성분 분석을 수행하지는 않았으나 연소 가시화를 통해 중간 상의 발생을 확인하였다. 또한, 액주의 모멘텀이 커서 미립화가 강할 때 유동 분리가 억제됨을 관찰하였다.

3.2 간헐적 폭발(Popping)

간헐적 폭발 현상은 추진제의 간헐적 점화(Cyclic Ignition) 및 화염 소화(Extinguishment)가 주기적으로 반복되는 현상이다.

Breen 등은 국부적으로 매우 균일하게 혼합된 추진제의 인젝터 혼합 폭발(Injector Mixing Explosion)으로 급격한 압력 상승에 의해 추진제 공급이 중단되어 발생한다고 분석하였다[13]. 간헐적 폭발은 인젝터 혼합 폭발에 기인하며 폭발파(Detonation Wave)로 발전한다. 일반적으로 혼합 영역에서의 추진제 온도가 낮아 화학 반응이 상대적으로 늦게 일어날수록, 추진제 잔류 시간이 길수록, 혼합 영역에서 보다 균일하게 혼합이 이루어질 때 간헐적 폭발 발생 가능성이 높다고 보고되었다.

Timothée L. Pourpoint와 William E. Anderson은 고농도 과산화수소와 촉매화 연료(Catalytically Promoted Fuel)를 활용한 접촉 점화 특성에서 간헐적 폭발 발생 조건을 Semenov의 점화 이론을 통해 분석한 바 있다[14]. Semenov의 점화 이론에서 열적 폭발(Thermal Explosion)은 추진제의 화학 반응을 통한 시간당 열 생성량이 열 손실량보다 클 때 발생한다. 열적 폭발은 화학

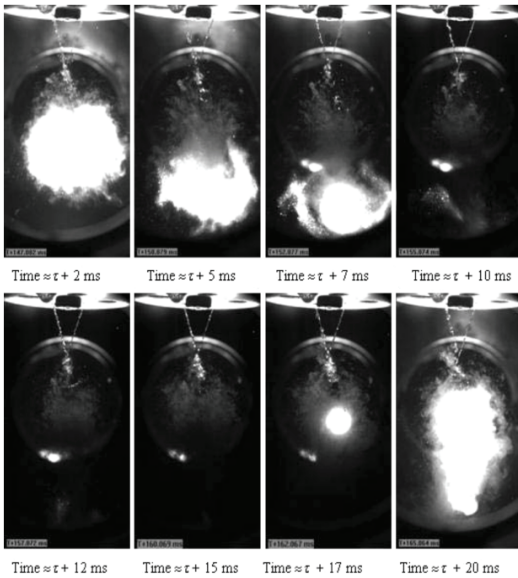


Fig. 7 Periodic ignition and extinguishment of hypergolic flame[13].

반응 당시의 압력에 따른 생성 열에 큰 영향을 받으며 대기 가스(Ambient Gas)의 열 확산과 질량 확산 계수가 주변 환경으로의 열전달에 직접적인 연관성이 있음을 확인하였다. 또한, 간헐적 폭발 발생 조건을 주기적 폭발 현상으로 관찰하였으며 화학 반응을 대비 확산율을 나타낸 Damkohler 수, Da 와 열 확산 계수 대비 질량 확산을 나타낸 Lewis 수, Le 에 의해 지배적으로 영향을 받음을 확인하였다. 열 확산율이 화학 반응률보다 클 경우 첫 화염 전과 이후에 충돌 지점에서 충분한 발열 반응이 존재하지 않기 때문에 화염이 지속되지 못하므로 소화된다. 또한 열확산율이 질량 확산율보다 빠를 때 화염 근처에서의 열 손실이 빠르게 발생하므로 자연 소화가 발생한다. 이에 따라 간헐적 폭발의 발생 조건이 대기 물성에 따라 형성될 수 있음을 실험적으로 확인하였다. Fig. 7은 간헐적 폭발의 시간에 따른 화염 착화 및 소화 과정이다. 화염 착화 초반 급격한 폭발에 의한 화염 팽창 이후에 충돌점 근처에서 화염이 유지되지 못하며 이내 착화된 화염도 짧은 시간 내에 소화된다. 이후 다시 주입된 추진제에 의하여 화학 반응에 의한

착화가 반복된다. 간헐적 폭발의 주기 현상은 수십 ms 이내의 매우 짧은 시간 내에 반복되며 정상 상태에서도 지속적으로 발생한다는 특징이 있다.

4. 국내 필요 연구 방향

기존 사산화질소/하이드라진 계열 맹독성 접촉 점화 추진제는 준수한 성과와 1960년대부터 축적된 연구 결과들을 기반으로 하여 미국을 위시한 선진국들의 우주 추진기관에 활발히 적용되어 왔다. 향후에도 차세대 추진기관에 적용 연구 개발이 지속적으로 수행될 예정으로 그 적용 가능성은 점차 확대되고 있다. 맹독성 추진제의 위험성에 걸맞게 선진국들은 추진제 관리 및 위험 대응 시스템과 인프라 구축에 대한 노하우가 축적되어 있다[15]. 맹독성 추진제를 국내에서 활용하여 추진기관에 연구 개발하기에는 추진제 관리 인프라 및 시스템 구축에 천문학적 비용과 시간이 소요되어 진입 장벽으로 작용한다. 국내에서 이러한 특성을 반영하여 KAIST, 충남대를 중심으로 저독성 접촉 점화 추진제의 합성 및 제조, 그리고 추진기관 연소 시험에 대한 연구가 수행되었다[16,17]. 저독성 추진제를 사용할 경우 추진제 관리와 인프라 구축이 용이하여 선진국 기술 추종이 유리하다는 장점이 있으나 인젝터 충돌 특성 혹은 접촉 점화 추진제의 연소 불안정성에 대한 후속 연구가 미비하다. 국내 연구 사례에서 KAIST와 충남대 모두 산화제로 과산화수소를 사용하고 있다. 이는 과산화수소의 발열 분해 반응을 연료 첨가제로부터 유도하여 접촉 점화 특성을 확보하는 것에 기인한다. 과산화수소 기반 접촉 점화 추진제는 기존 맹독성 추진제에 준하는 성능을 보이지만 사산화질소-하이드라진 계열 추진제에 비해 점화지연이 상대적으로 길고 화학 반응 중간 상이 다른 특성이 있다. 또한, 추진기관용으로 적합한 90 wt. % 이상의 고농도 과산화수소 기반의 추진제는 산화제 특성 상 최대 비추력 성능을 나타내는 이론 혼합비가 4.0 이상으로 맹독성 추진제에 비해 높

은 편이다. 그러나 혼합비가 높을 때 Doublet 충돌형 인젝터의 적용은 연료와 산화제의 오리피스 직경 차이가 커서 최적 혼합이 어렵다. 이에 혼합비가 높은 인젝터의 경우 Triplet 혹은 Pentad의 적용이 유리하나 해당 인젝터에 대한 접촉 점화 추진제의 충돌 혼합 및 연소 불안정성 연구가 요구된다. 그리고 점화 지연과 화학 반응의 중간상이 다르므로 연소 불안정성 발생 조건이 기존 맹독성 추진제와 상이할 것으로 예상된다. 따라서 후속 연구로써 과산화수소 기반의 추진제에 적합한 인젝터에 대해 유동 분리, 간헐적 폭발의 연소 불안정성 발생 영역과 반응성 추진제에 적합한 인젝터 설계 기준에 대한 연구가 필요하다.

5. 결 론

본 논문에서는 접촉 점화성 추진제의 충돌 혼합 특성에 대한 연구 사례를 조사하였다. 추진제의 화학적 점화 지연 시간에 따라 반응성 충돌 혼합 특성에 미치는 연소 효과의 정도가 다르며 이를 고려한 인젝터 설계가 수반되어야 한다.

접촉 점화성 추진제의 충돌 혼합에는 반응성 유동 분리, 간헐적 폭발 등의 연소 불안정성이 발생할 수 있으며 인젝터 설계와 연소실 압력의 지배적인 영향이 확인되었다.

향후 수행되는 장기 작동형 이원 추진제 추력기 핵심 요소 연구를 위한 기초 자료를 확보하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다(계약번호 UD180046GD).

References

1. NASA Technology Roadmaps, TA 2: In-Space Propulsion Technologies. July. 2015.
2. Johnson, B.H. "An Experimental Investigation of the Effects of Combustion on the Mixing of Highly Reactive Liquid Propellants," NASA Technical Report No. 32-689, 1965.
3. 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.
4. Elverum, G.W. and Morey, J.T.F., "Criteria for Optimum Mixture-Ratio Distribution using Several Types of Impinging-Stream Injector Elements," NASA Memorandum No. 30-5, 1959.
5. Houseman, J., "Optimum Mixing of Hypergolic Propellants in an Unlike Doublet Injector Element," *Combustion and Flame*, Vol. 3, 1969.
6. Evans, D.D., Stanford, H.B., and Riebling, R.W., "The Effect of Injector-Element Scale on the Mixing and Combustion of Nitrogen Tetroxide-Hydrazine Propellants," NASA Technical Report 32-1178, 1967.
7. Burrows, M.C., "Mixing and Reaction Studies of Hydrazine and Nitrogen Tetroxide using Photographic and Spectral Techniques," NASA TN D-4467, 1968.
8. Fisher, H.D., Gerstein, M., Johnson, B., and Weis, H.G., "Modification of the hydrazine-nitrogen tetroxide ignition delay," *AIAA Journal*, Vol. 2, No. 12, pp. 2222-2223, 1964.
9. Dennis, J.D., Son, S.F., and Pourpoint, T.L., "Critical Ignition Criteria for Monomethylhydrazine and Red Fuming Nitric Acid," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 4, pp. 1184-1192, 2015.
10. Lawver, B.R. and Breen, B.P., "Hypergolic Stream Impingement Phenomena, Nitrogen

- Tetroxide/Hydrazine," NASA-CR-72444, 1968.
11. Houseman, J. and Kushida, R., "Criteria for Separation of Impinging Streams of Hypergolic Propellants," *JPL Technical Memorandum*, pp. 33-395, 1968.
 12. Tani, H., Daimon, Y., Sasaki, M., and Matsuura, Y., "Atomization and Hypergolic Reactions of Impinging Streams of Monomethyl-Hydrazine and Dinitrogen Tetroxide," *Combustion and Flame*, Vol. 185, pp. 142-151, 2017.
 13. Mills, R., Breen, B.P., Lawver, B.R., and Tkachenko, E.A., "Transients Influencing Rocket Engine Ignition and Popping," NASA CR-105315, 1969.
 14. Pourpoint, T.L. and Anderson, W.E., "Hypergolic Reaction Mechanisms of Catalytically Promoted Fuels with Rocket Grade Hydrogen Peroxide," *Combustion Science and Technology*, 2007.
 15. Nufer, B.M., "A Summary of NASA and USAF Hypergolic Propellant Related Spills and Fires," NASA STI KSC-2009-146, 2009.
 16. Lee, E.K., Kang, H.J., and Kwon, S.J., "Ignition Characteristics of Green Hypergolic Bipropellant Jet Impingement," *The Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 393-396, 2014.
 17. Shin, M.K., Yu, I.S., Shin, D.H., Lee, H.J., Oh, J.H., and Ko, Y.S., "Igniter Test Made with 3D Printer with Eco-friendly Hypergolic Propellants," *The Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 725-729, 2018.