

석사학위논문
Master' s Thesis

스크램제트 엔진의
연료 인젝터 분무 특성 연구

Study on the Spray Characteristics of Fuel Injectors for
Scramjet Engines

이 진 희(李 振 喜. Lee Jin Hee)

항공우주시스템공학 전공
(Aerospace System Engineering)

과학기술연합대학원대학교
UNIVERSITY OF SCIENCE AND TECHNOLOGY

2018年 2月

스크램제트 엔진의 연료 인젝터 분무 특성 연구

Study on the Spray Characteristics of Fuel Injectors for
Scramjet Engines

指導教授 양 수 석

이 論文을 碩士學位 請求論文으로 提出함

2018年 2月

科學技術聯合大學院大學校
항공우주시스템공학 專攻

이진희

이진희의 工學部
碩士學位論文을 認准함

2018年 2月

委員長 홍 문 근 印
委 員 양 수 석 印
委 員 양 인 영 印

科學技術聯合大學院大學校

감사의 글

한국항공우주연구원에서의 2년의 석사학위 과정도 오늘로 마무리되었습니다. 2년의 학위과정 동안 학문적으로 많은 것을 배울 수 있었고 현재의 나에 대해서도 많은 생각을 할 수 있어 정말 소중한 시간이었습니다. 학업 중에 많은 어려움도 있었지만 좋은 분들 덕분에 학위 과정을 무사히 마칠 수 있었습니다. 먼저 바쁘신 와중에도 석사학위 논문을 지도해 주시고 학업과 진로에 대해 많은 가르침을 주신 양수석 지도교수님께 진심으로 감사의 마음을 전합니다. 지도교수님의 지원 덕분에 우리나라 최고의 연구원인 한국항공우주연구원에서 연구할 수 있는 기회를 가질 수 있었고 항공기 엔진에 대한 이해를 넓힐 수 있었습니다. 진심으로 감사드립니다.

석사학위 과정을 진행하면서 많은 조언과 도움을 주신 항공엔진 연구단의 엔진부품연구팀과 엔진시스템연구팀의 모든 분들께 진심으로 감사드립니다. 특별히 실험 현장에서 많은 지원과 가르침을 주시고 진로 방향에 대하여 함께 고민해주신 김형모 박사님과 이상훈 박사님 그리고 김재호 연구원님께 진심으로 감사드립니다. 또한 첫 실험을 할 때부터 많은 도움과 조언을 해주신 박태춘 박사님과 스크램제트 엔진 연구에 참여할 기회를 주신 양인영 박사님과 이경재 박사님께도 진심으로 감사의 말씀을 드립니다. 항상 따뜻한 말씀과 도움으로 불편함 없이 연구원에서 생활할 수 있게 해주신 항공엔진연구단의 모든 분들께 진심으로 감사드리고 항상 건강과 행복이 가득하길 기도하겠습니다. 정말 감사드립니다.

한국항공우주연구원에서 같은 학생으로 함께 지내며 서로에게 힘과 도움이 된 UST 학우분들께 감사의 말을 전합니다. 특히 함께 입학하여 2년의 기간 동안 공부하며 힘이 되어 준 송연하, 정대성, 이준호, 김태석 학우님께 진심으로 감사드립니다. 한국항공우주연구원의 UST 학우분들이 모두 자신의 꿈을 이루고 건강과 행복이 가득하길 기도하겠습니다.

끝으로 저에 대한 무한한 사랑과 지원으로 도움을 주신 사랑하는 부모님과 형에게 감사의 말씀을 드립니다. 언제나 제가 원하는 공부를 할 수 있도록 지원해주시고 힘들고 지칠 때에도 일어설 수 있도록 힘이 되어주셔서 정말 감사드립니다. 아직 많은 과정이 남아 있지만 잘 이겨내어 저에게 주신 사랑과 믿음에 보답할 수 있는 훌륭한 사람으로 성장하겠습니다. 항상 건강하시고 행복과 기쁜 일만 가득하길 기도하겠습니다. 감사합니다.

이 모든 과정을 함께 해주신 주님께 감사드립니다.

국문 초록

본 논문은 재생냉각 기술을 이용한 스크램제트 엔진의 초음속 연소기에서 연료를 분사하는 인젝터의 분무 특성을 파악하는 연구이다. 스크램제트 엔진의 연소기는 초음속 유동을 유지하는 상태에서 점화와 화염유지가 가능해야하기 때문에 일반적인 가스터빈 연소기보다 향상된 기술이 필요하다. 연료 인젝터의 연구는 연료의 미립화 능력을 향상시켜 초음속 유동에서 공기와의 혼합과 점화가 잘 이루어지고 안정적으로 연소가 가능하도록 하는데 그 목적이 있다. 본 논문에서는 항공우주연구원에서 제작한 airblast type의 인젝터를 사용하여 공급하는 액체 및 기체의 압력 변화, 분무각 변화와 같은 시험 조건의 변화가 액적의 미립화에 미치는 영향에 대한 분석과 airblast 방식의 인젝터의 미립화 정도에 대하여 고찰하였다.

실험은 airblast type의 인젝터에 대한 Mie-Scattering을 이용한 가시화 실험과 PDPA를 이용한 미립화 실험을 진행하였다. 분무 실험에 사용된 액체와 기체는 물과 질소이며, 90도, 60도, 45도의 분무각을 갖는 airblast type의 인젝터에 대하여 물 400kPa, 600kPa의 조건에서 공급하는 질소의 압력을 변경하며 실험을 진행하였다. 미립화는 SMD(Sauter Mean Diameter)가 $40\mu m$ 수준이 되는 것을 목표로 하여 진행하였다.

가시화 시험 결과, 90도에서 45도로 분무각이 작아질수록 분사각이 작아지는 것을 확인하였고 공급하는 기체의 압력이 증가할수록 분사각이 커지는 것을 확인하였다. 미립화 시험에서는 공급하는 기체의 압력이 증가하면 미립화의 수준이 상당히 향상되는 것을 확인할 수 있었으며 60도 인젝터의 높은 기체 압력에서 시험 목표 수준인 $40\mu m$ 이하의 액적이 관찰되었다. 또한 PDPA를 통한 액적분포를 통해 기체의 압력이 증가하면 연소가 되기 어려운 큰 액적이 비교적 연소가 일어나기 쉬운 중간 크기의 액

적으로 쪼개지는 것을 확인할 수 있었으며 상대적으로 작은 크기의 액적 분포는 줄어들어 있는 것을 확인하였다.

ABSTRACT*

This study is focus on the spray characteristics of fuel injector, which mounted in the supersonic combustor of scramjet engine with regenerative cooling technology. The combustor of scramjet engine need to enhance ignition and flameholding technology because it need to be able to in supersonic flow condition.

In this study, the effect of supplied gas pressure and injection angle on the atomization is investigated through the airblast type injector, which was made in Korea Aerospace Research Institute.

Mie-Scattering was used for spray visualization and PDPA was used for spray atomization. In experiment, water and nitrogen was used for supplied liquid and gas to injector, experiment was performed with three injection angle, which has 90, 60, 45 degree injection. Water was supplied to 400kPa and 600kPa with increasing supplied gas pressure. Atomization was performed to achieve under $40\mu m$ level of Sauter Mean Diameter.

In the spray visualization result, increase of supplied gas pressure and injection angle result in increasing the spray angle. In the spray atomization result, increase of supplied gas pressure enhance spray atomization and in the 60 degree injector, it has under $40\mu m$ diameter droplets, which is goal of atomization experiments. Also, from the distribution of droplet diameters, it was shown that large sized droplets was broken to the middle sized droplets and quantity of middle sized droplet was increased, whereas, small sized droplet was decreased

relatively.

목 차

I. 서론	1
1. 연구배경	1
2. 연구개발동향	2
3. 연구목적 및 개요	4
II. 실험 이론	6
1. 스크램제트 엔진	6
2. 연료 인젝터	10
3. 가시화 및 미립화	11
4. 액적 크기	18
5. 액적의 breakup 메커니즘	23
III. 실험 장치 및 실험 방법	26
1. 실험 장치 및 시험 조건	26
2. 가시화 장비	29
3. PDPA 장비	32
IV. 실험 결과 및 고찰	35
1. 가시화 실험 결과	35
2. PDPA 실험 결과	43
V. 결 론	52
참고문헌	54

표 목 차

〈표 1〉	물 400kPa에서의 분무 실험 조건	28
〈표 2〉	물 600kPa에서의 분무 실험 조건	29
〈표 3〉	PDPA 측정 시스템 사양	33
〈표 4〉	공급 압력에 대한 90도, 60도 45도 인젝터의 분사각 변화	36
〈표 5〉	기체 압력에 대한 90도 인젝터의 대표 직경과 RSF 변화	45
〈표 6〉	기체 압력에 대한 60도, 45도 인젝터의 대표직경 및 RSF 변화	46
〈표 7〉	노즐로부터의 거리에 따른 90도 인젝터의 대표직경 및 RSF변화	49

그 립 목 차

〈그림 1〉	가스터빈 엔진의 구성	2
〈그림 2〉	터보제트 엔진의 구성	7
〈그림 3〉	램제트 엔진의 구성	8
〈그림 4〉	스크램제트 엔진의 구성	8
〈그림 5〉	한국항공우주연구원의 스크램제트 연소기 모델 .	9
〈그림 6〉	공동(Cavity)의 개념도	9
〈그림 7〉	Barbotage 인젝터의 미립화 메커니즘	11
〈그림 8〉	Shadowgraphy image	12
〈그림 9〉	Schlieren image	13
〈그림 10〉	Mie-Scattering image	13
〈그림 11〉	분사각 정의	14
〈그림 12〉	두 레이저 빔의 간섭 무늬	15
〈그림 13〉	LDV의 간섭 무늬 구성 원리	16
〈그림 14〉	위상 차이에 대한 기하학적 구성	18
〈그림 15〉	Airblast type 인젝터	27
〈그림 16〉	Airblast type 인젝터의 내부 구조	27
〈그림 17〉	ICCD 카메라	30
〈그림 18〉	Xenon Lamp	30
〈그림 19〉	가시화 이미지의 이미지 처리 과정	31
〈그림 20〉	PDPA 장비	33
〈그림 21〉	가시화 및 미립화 실험의 장치 구성도	34
〈그림 22〉	90도 인젝터의 물 400kPa에서의 가시화 이미지 . .	37

〈그림 23〉	90도 인젝터의 물 600kPa에서의 가시화 이미지 . .	38
〈그림 24〉	60도 인젝터의 물 400kPa에서의 가시화 이미지 . .	39
〈그림 25〉	60도 인젝터의 물 600kPa에서의 가시화 이미지 . .	40
〈그림 26〉	45도 인젝터의 물 400kPa에서의 가시화 이미지 . .	41
〈그림 27〉	45도 인젝터의 물 600kPa에서의 가시화 이미지 . .	42
〈그림 28〉	기체 압력 변화에 따른 분사각 변화 그래프 . . .	43
〈그림 29〉	90도 인젝터의 물 400kPa에서 기체 압력 변화 및 노 즐 출구로부터의 거리에 따른 SMD 변화 그래프 .	46
〈그림 30〉	90도 인젝터의 물 400kPa에서 기체 압력 변화 및 노 즐 출구로부터의 거리에 따른 액적 크기 분포 그래 프	47
〈그림 31〉	인젝터별 노즐로부터의 거리에 따른 SMD 비교 . .	47
〈그림 32〉	노즐로부터의 거리에 따른 액적 크기 분포 . . .	48
〈그림 33〉	인젝터 분무 각도에 따른 액적 크기 분포	48
〈그림 34〉	액적 크기에 따른 평균 속력 분포	49
〈그림 35〉	Reynolds Number와 Weber Number에 따른 Breakup 메커니즘	50
〈그림 36〉	Weber Number에 따른 SMD 변화	51
〈그림 37〉	Reynolds Number에 따른 SMD 변화	51

기호 및 약어

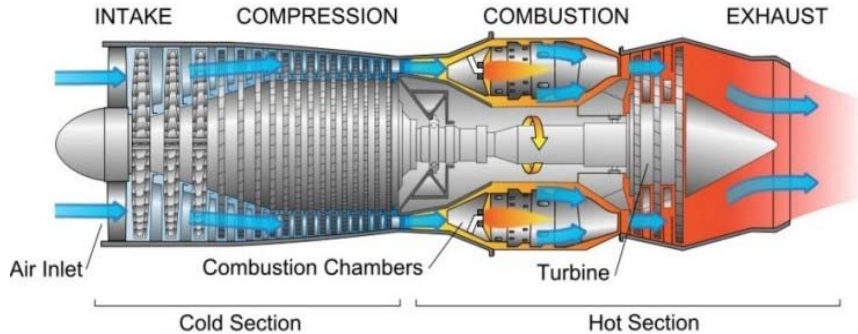
c_L	액체 비열 용량
C, C_0	Liquid concentration in the ambient gas from drop surface
C_D	항력계수
d_f	간섭무늬 간격
d_p, D	액적 직경
D_{10}	Arithmetic Mean Diameter
D_{21}	Relative Surface Diameter
D_{31}	Relative Volume Diameter
D_{32}, SMD	Sauter Mean Diameter
D_{43}	Mean Mass Diameter
f_d	도플러 주파수
GLR	Gas-to-Liquid mass flow rate Ratio
ICCD	Intensified Charge-Coupled Device
LDV	Laser Doppler velocimetry
m	상대 굴절률
n	액적 개수
PDPA	Phase Doppler Particle Analyzer
PMT	Photomultiplier tube
RSF	Relative Span Factor
T	온도

V	입자의 속도
α	열전달계수
β	mass exchange coefficient
θ	입사광 사이의 각도
λ	입자광의 파장
μ	유체 점성계수
ρ_G	대기 밀도
ρ_L	액체 밀도
ρ	유체 밀도
σ	유체 표면장력
ϕ	분산각의 반각
Φ	위상차
ψ	검출기의 높이

I. 서론

1. 연구 배경

1903년 라이트 형제의 최초 동력비행과 함께 비행 시스템에 대한 활발한 연구가 진행되어왔으며 현대에는 높은 추력과 높은 효율을 갖는 가스터빈 엔진을 사용한 항공기가 널리 이용되고 있다. 가스터빈 엔진은 <그림 1>과 같이 공기 흡입구, 압축기, 연소기, 터빈, 노즐로 구성되어 있으며 흡입구와 압축기를 통해 많은 양의 공기를 압축시키고 연소기에서 연료의 분사와 함께 점화시켜 고온, 고압의 연소가스를 생성하고 생성된 고온 고압의 가스는 터빈과 노즐을 통해 외부로 빠져나가며 이 과정에서 터빈을 구동시켜 동력을 얻는 엔진이다. 고온 고압의 가스를 통해 회전하는 터빈이 터빈과 같은 축에 연결된 압축기를 회전시켜 공기의 흡입과 압축 과정이 계속해서 이루어지게 된다. 가스터빈 엔진의 종류에는 터보 제트, 터보 팬, 터보 프로프, 터보 샤프트, 램 제트, 스크램 제트 등이 있으며 이 중 램 제트와 스크램 제트는 초음속 비행체에 사용되고 있다. 본 연구에서는 한국항공우주연구원에서도 극초음속 비행체 개발을 위한 재생냉각 기술을 이용한 스크램 제트 엔진 연구[1]의 일환으로 스크램 제트 엔진의 연소기에 사용될 연료 인젝터의 분무 특성과 함께 연료 인젝터에 대한 추가적인 연구[2]를 진행하였다. 인젝터를 통한 연료의 미립화는 초음속 유동에서의 연료와 공기의 혼합, 점화 등에 큰 영향을 미치기 때문에 연료의 미립화를 중심으로 인젝터의 성능을 분석하였다.



<그림 1> 가스터빈 엔진의 구성[3]

2. 연구 개발 동향

초음속 비행체의 개발은 1913년 프랑스의 René Lorin의 램 압력을 이용한 추진기관의 가능성을 확인한 것을 시작으로 1928년 독일의 Albert Fono의 램제트 형식의 추진기관 고안과 미국의 X-15 개발 등 다양한 프로젝트가 진행되었다. 이 중 스크램제트 엔진에 대한 연구는 1960년대부터 본격적으로 시작되어 2002년 호주의 Queensland 대학의 HyShot[4] 프로그램을 통해 첫 비행이 성공적으로 수행되었으며 2004년 미국의 NASA는 Hyper-X 프로그램의 X-43[5]을 통해 스크램제트 항공기의 마하 9.8으로의 비행에 성공하였다. 또한 2010년과 2013년 액체 연료를 사용하는 스크램제트 엔진을 장착한 X-51의 비행 시험을 성공하였으며 러시아, 중국, 인도에서도 스크램제트 엔진을 이용한 항공기의 시험 비행이 이루어졌다. 국내에서는 2000년대 중반부터 한국항공우주연구원에서 스크램제트 엔진을 수행하고 있으며 국방과학연구소에서는 2010년대 초반부터 초고속 비행체에 관한 연구를 수행하고 있다.

이 외에도 일본, 독일, 프랑스 등에서도 스크램제트 엔진을 사용한 극 초음속 비행체에 대한 연구를 진행하고 있지만 개발에 어려움을 겪고 있다. Scramjet 엔진의 형상은 단순하지만 초음속에서 연소가 이루어져야 하기 때문에 기존의 연소기와는 다른 복잡한 문제를 해결해야 한다. 스크램제트 엔진의 연소기에서는 초음속으로 유동이 흐르기 때문에 매우 짧은 시간 내에서 연료와 공기가 혼합되고 점화되어야 하며 안정적으로 화염이 유지되어야 한다. 이를 해결하기 위한 방법으로 연소기 내부에 공동(Cavity)을 만들어 공동 내에 재순환영역을 통해 초음속 상황에서 연소가 이루어지게 하는 방법에 대한 연구[6]를 수행하였으며 널리 사용되고 있다. 이 외에도 스크램제트 엔진의 초음속 연소 시 고온의 연소 가스가 생성됨에 따라 이를 견기기 위한 재료 개발도 계속 되고 있다. 고온에서 잘 견딜 뿐만 아니라 비행에 적합한 가벼운 재료와 구조를 찾는 연구가 지속되고 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 수소 기체 대신 액체 연료를 사용한 재생냉각 기술이 적용된 스크램제트 엔진에 대한 연구가 진행되었다. 하지만 액체 연료는 수소 기체에 비해 점화와 연소가 이루어지기 힘든 단점이 있어 이를 해결하기 위한 연구도 함께 진행되고 있다. 액체 연료의 경우 연료의 미립화를 통해 점화와 연소 가능성을 향상시킬 수 있기 때문에 미립화를 향상시키는 연구[7]가 진행되고 있으며 이를 위한 연구로서 초음속 유동에 사용할 연료 인젝터에 대한 연구도 함께 이루어지고 있다. Sallam, k. et al.[8]은 본 실험과 동일한 종류의 인젝터인 effervescent type 인젝터에 의한 primary breakup에 대한 연구를 통해 effervescent 인젝터의 분무

특성을 연구하였으며 Lin, KC. et al.[9, 10]은 초음속 및 아음속 유동에서의 aerated-liquid jet의 spray penetraion과 structure에 대한 연구를 수행하였다. 또한 인젝터의 특성 파악을 위하여 Wu, P. K. et al.[11]는 아음속 유동에서의 분무 breakup 과정에 대하여 연구하였으며 Adelberg, M. et al.[12]과 Mazallon, J. et al.[13] 등은 Liquid jet의 breakup 메커니즘에 대하여 연구하여 인젝터를 통한 연료 주입 시 미립화를 향상시킬 수 있는 방법에 대하여 다양한 연구 결과를 보여주었다. 또한 Inamura, T. et al.[14]은 연료 인젝터에 의해 주입된 연료의 유동 내에서의 trajectory에 대한 연구를 통해 spray의 penetration에 대한 이해를 향상시켰다. 이 외에도 연료 인젝터에 대한 이해와 연료 인젝터의 미립화 능력을 향상시키기 위한 연구가 지속적으로 수행되고 있으며 이를 통해 스크램제트 엔진과 같은 복잡하고 난해한 유동에서도 점화 및 연소가 쉽게 발생할 수 있도록 하는 연구가 지속되고 있다.

3. 연구 목적 및 개요

한국항공우주연구원에 연구하고 있는 스크램제트 엔진은 액체 연료인 케로신을 이용한 엔진으로서 기존의 수소 기체를 연료로 사용하는 스크램제트 엔진의 문제점을 해결하기 위하여 고안되었다. 수소 기체를 사용한 스크램제트 엔진은 연소기 내의 매우 높은 마하수에 의해

연료와 공기가 혼합되는 것이 어려우며 수소 기체를 운반하는 매우 큰 탱크가 필요한 단점이 있다. 또한 스크램제트 엔진을 운용하기에 매우 높은 표면 온도를 갖고 있어 이를 견디기 위한 재료를 찾기에 어려움이 있다. 이 문제를 해결하기 위하여 액체 연료인 케로신을 이용한 스크램제트 엔진을 연구하고 있으며 수소 기체보다 낮은 마하수에서의 연소와 함께 재료의 낮은 표면 온도, 작은 용량의 탱크를 사용할 수 있는 장점이 있다. 하지만 액체 연료를 사용할 경우 기체 연료보다 점화와 화염 유지가 어려운 문제가 있기 때문에 향상된 미립화 기술을 통해 이를 해결하는 방법이 연구되었으며 이를 본 연구에도 적용하여 점화와 화염 유지 문제를 해결하고자 한다. 한국항공우주연구원에서는 $40\mu m$ 수준으로 미립화하는 것을 목표로 하고 있으며 이 목표 달성을 위한 연구의 일환으로 연료의 미립화에 영향을 미치는 중요한 요소인 인젝터를 분석하고 선정하는 연구를 진행하고 있다. 본 논문은 초음속 연소기 내에 연료를 분사하는 인젝터 단품에 대한 성능을 알아보고 개선하기 위한 연구로서 여러 가지 인젝터의 형상과 시험 조건에 변화를 주어 인젝터 단품의 분무 특성을 확인하고 실제 스크램제트 엔진에 적용하기 위해 인젝터를 개선하고 보완하는데 목적을 두고 연구를 진행하였다.

II. 실험 이론

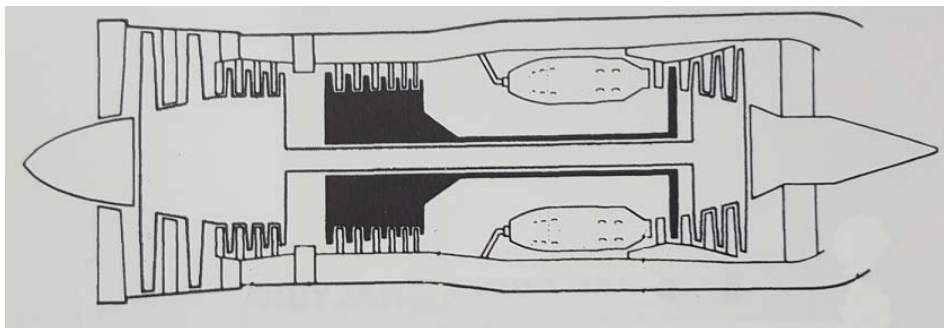
1. Scramjet 관련 이론

가스터빈 엔진의 가장 기본적인 형태는 터보제트 엔진의 형태로서 흡입구-압축기-연소기-터빈-노즐의 순서로 구성된다. 터보제트 엔진의 전체 과정은 Brayton cycle을 통해 진행되며 흡입구와 압축기를 통해 공기를 압축하고 연소기를 통하여 고온의 가스를 형성한다. 고온, 고압의 가스는 터빈으로 유입되어 터빈을 구동시키고 터빈과 같은 축에 장착된 압축기를 회전시킴으로서 지속적으로 추력을 얻는다. 터보제트는 위와 같은 cycle을 거쳐 안정적으로 추력을 형성함으로써 다양한 항공기에 사용되고 있다. 하지만 터보제트 엔진의 경우 압축기와 터빈이 차지하는 크기와 무게 때문에 고속으로 운행할 경우 엔진 외부에서 큰 항력을 받게 되며 터빈과 압축기를 구동시키는데 에너지가 손실되는 단점이 있다. 또한 고속으로 운행 시 압축기와 터빈 블레이드의 끝단에서 충격파가 발생하여 stall에 걸리거나 경우에 따라서는 항공기가 파손되는 위험이 있어 초고속으로 운행하기에는 어려움이 있다.

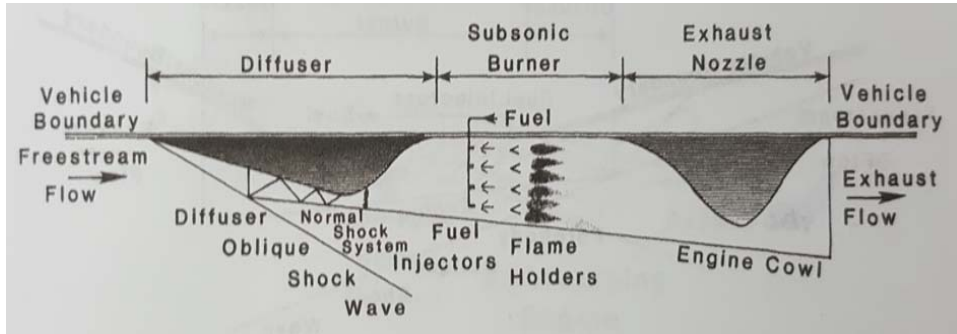
램 제트(Ramjet) 엔진은 이러한 터보 제트 엔진의 한계점을 보완하여 고속에서 운행하기 위해 개발되었으며 압축기와 터빈을 제거한 형태로 흡입구, 연소기, 노즐로 구성되어 있다. 초음속으로 진행되는 유동을 흡입구의 형상에 의해 생성되는 경사 충격파를 통해 공기를 자연 압축 및 감속시키고 이를 수직 충격파를 거쳐 아음속으로 연소시킨 후 노즐에서 초음속으로 가속함으로써 추력을 얻는다. 하지만 램제트 엔

진의 아음속 연소 방식은 수직 및 경사 충격파에 의해 막대한 운동에너지 손실을 야기하고 손실 과정에서 생성되는 열 및 압력에 의해 연소기의 입구 조건을 바꾸게 되며 이는 설계 조건과 맞지 않는 값으로 전체적인 엔진 효율을 낮추는 결과를 야기할 수 있다. 또한 마하 6이상의 비행속도에서 연소기로 들어오는 유동이 초음속이 아니라면 산소와 질소의 추가적인 해리(Dissociation)가 발생하여 연소기 성능을 떨어뜨리게 된다. 이러한 문제를 해결하기 위해 스크램제트(Supersonic Combustion Ramjet) 엔진이 연구되었으며 스크램제트 엔진은 램제트 엔진과는 다르게 유동의 속도를 연소기 내부에서도 초음속으로 유지하여 연소시켜 추력을 얻는다.

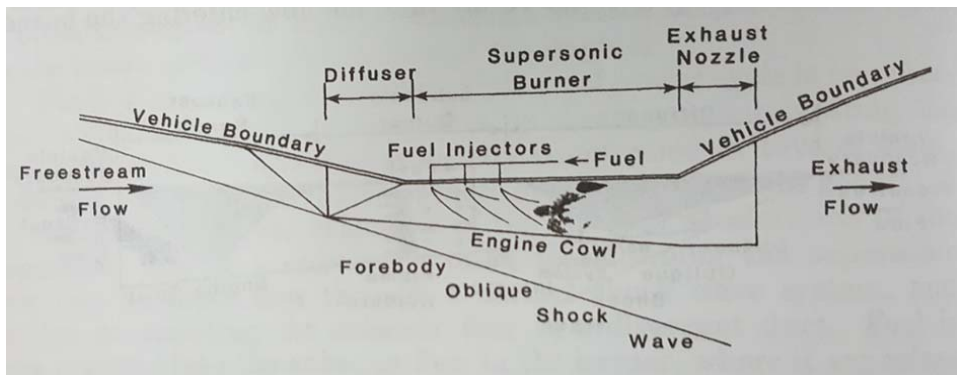
<그림 2>과 <그림 3>와 <그림 4>는 각각 터보엔진, 램제트, 스크램제트 엔진의 구성[15, 16]을 나타낸 것이다.



<그림 2> 터보팬 엔진의 구성



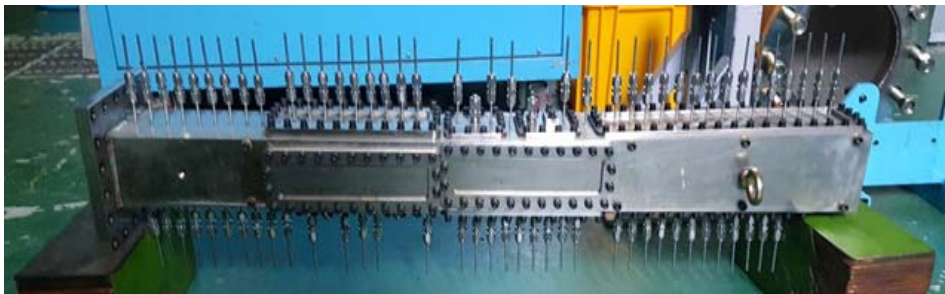
<그림 3> 램제트 엔진의 구성



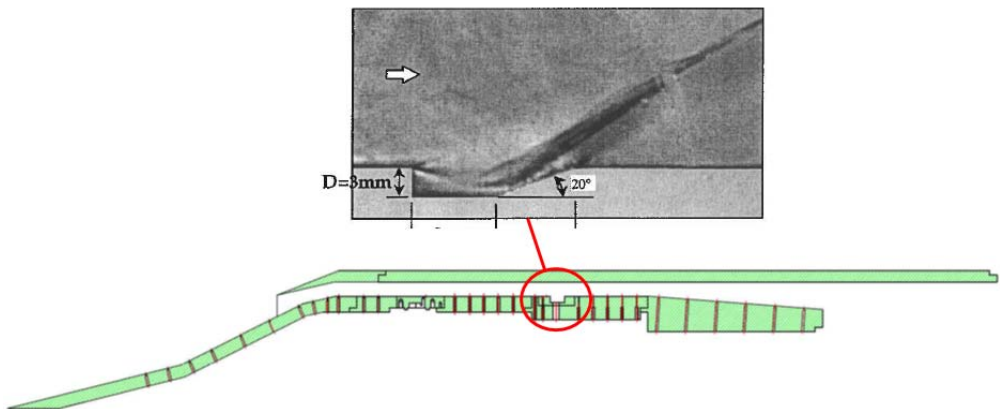
<그림 4> 스크램제트 엔진의 구성

연소가 가능하기 위해서는 유동에 연료가 주입되고 공기와 혼합되어야 하며 점화 및 화염 유지가 되어야하지만 스크램제트의 초음속 유동에서는 유동의 빠른 속도로 인해 이루어지기 매우 어렵다. 이러한 초음속 유동에서의 연소 문제를 해결하기 위한 방법으로 공동을 이용한 화염 유지 장치(Cavity flameholder)를 적용한 스크램제트 엔진이 연구되었다. cavity flameholder는 초음속 연소기 벽면에 작은 빈 공간(공

동)을 내어 공동 내부에 재순환영역(Recirculation zone)을 형성하여 연료와 공기가 쉽게 섞일 수 있도록 하고 이를 바탕으로 점화와 화염 유지도 가능하게 하는 장치로서 많은 국가에서 이를 적용한 스크램제트 엔진을 개발하고 있다. 한국항공우주연구원에서도 공동을 적용하여 스크램제트 엔진을 개발하고 있으며 <그림 5>는 한국항공우주연구원의 스크램제트 모델이며 <그림 6>은 cavity 개념도를 나타낸 것이다.



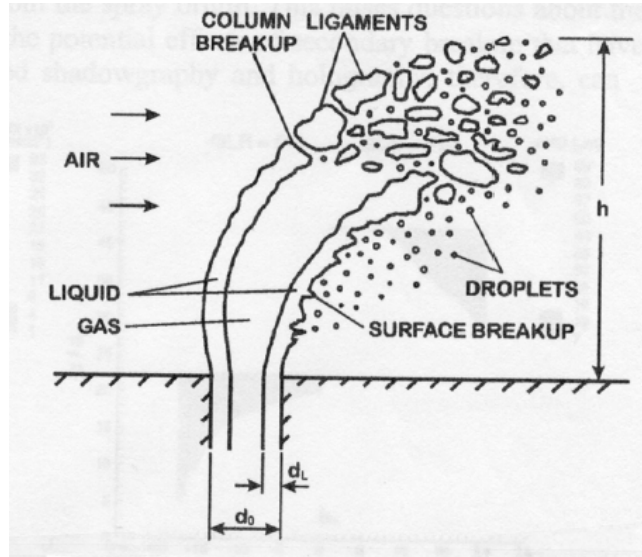
<그림 5> 한국항공우주연구원의 스크램제트 연소기 모델



<그림 6> 공동(Cavity)의 개념도

2. 연료 인젝터

연료 인젝터는 연소기 내부에 연료를 주입하여 공기와의 혼합을 통해 연소에 이르게 하는 중요한 장치로서 연료 인젝터의 형태와 주입 조건, 위치에 따라 연소기의 성능과 효율이 달라진다. 스크램제트 엔진의 경우 연소기 내에서 연료와 공기의 혼합과 연소 과정이 빠르게 이루어져야 하며 주입 과정에서 전압력 손실도 최소화하여야 한다. 또한 초음속 유동으로의 침투력과 연소 이후의 안정적인 화염 유지가 되어야 하기 때문에 스크램제트 엔진에 적합한 인젝터를 선정해야 한다. 스크램제트 엔진에 사용되는 인젝터에는 Ramp 인젝터, Strut 인젝터, Barbotage 인젝터 등이 있으며, 본 시험에서는 barbotage 형식의 인젝터를 사용하였다. Barbotage 방식(Effervescent or Aerated-liquid jet breakup)은 Lefebvre et al.[17]에 의해 널리 사용된 방식으로 인젝터의 오리피스 출구의 상류에서 액체 연료에 기체를 직접 주입하여 미립화시키는 방법이다. 주입되는 액체와 기체의 압력에 따라 미립화되는 정도가 달라지며 Barbotage 인젝터의 미립화 메커니즘은 <그림 7>과 같다. 실험에서는 barbotage 인젝터에 airblast 방식으로 기체의 압력을 높게 공급하여 미립화하였다.

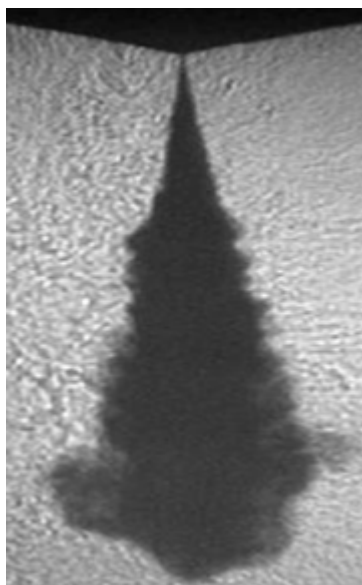


<그림 7> Barbotage 인젝터의 미립화 메커니즘

3. 기시화, 미립화 측정 관련 이론

인젝터의 성능을 알아보기 위해서 분무의 가시화 측정을 통해 분무의 넓이, 각도 등과 같은 가시적 특성을 확인하였으며 분무의 미립화 측정을 통해 분무의 세부적인 특성(액적의 크기, 속도 등)을 확인하였다. 인젝터의 분무를 가시화하는 방법에는 Mie scattering[18], Shadowgraphy와 Schlieren[19] 등이 있으며 모두 빛이 액적에 의해 굴절되거나 산란되는 것을 이용하여 가시화시킨다. Shadowgraphy와 Schlieren은 빛이 액적을 통과할 때 굴절되어 빛이 투과되지 못한 영역과 투과되는 영역 간에 차이를 이용하여 가시화시킨다. 투과되지 못한 영역은 어두운 그림자가 생기게 되는데 그림자 영역이 분무의 형상과 동일하게 생성되므로 이를 측정하여 분무를 가시화한다. 두 가시화 방

법 중 Schlieren은 knife edge와 렌즈를 사용하여 빛을 모아서 분무 형상의 intensity를 강화한 기법으로 shadowgraphy에 비해 더욱 선명한 형상과 미세한 부분도 나타낼 수 있다. 반면에 Mie Scattering은 전자기파(빛)가 경로상에서 구형 입자(연료 액적)를 만나 상호작용하여 퍼지면서 발생하는 산란 빛을 초고속 카메라를 통해 측정하여 구형 입자의 형태와 구형 입자가 이루는 분무의 특성을 파악할 수 있다. 그림자가 아닌 빛 자체를 통해 분무의 형상을 측정한다는 점에서 앞의 두 가시화 방법과는 차이점을 보인다. 본 시험에서는 Mie Scattering을 이용한 가시화 방법을 사용하였으며 <그림 8>, <그림 9>, <그림 10>은 각각 shadowgraphy, Schlieren과 Mie scattering을 나타내었다.



<그림 8> Shadowgraphy

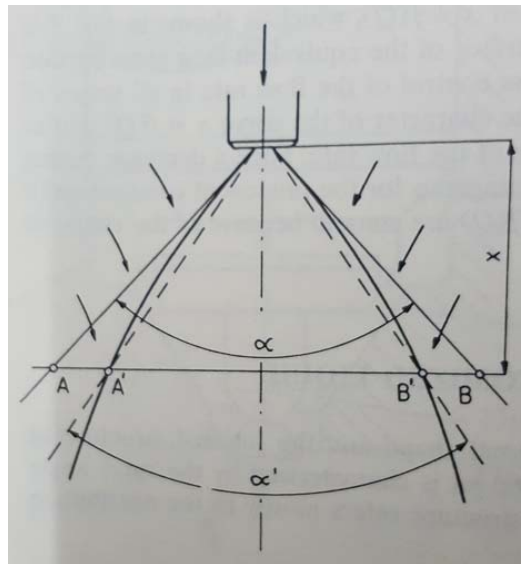


<그림 9> Schlieren



<그림 10> Mie Scattering

분무의 미립화를 통한 분무각 측정은 다음의 <그림 11>을 통해 정의할 수 있다. 분무는 진공 상태에서 A-B 면에 대한 형상을 나타내며 공기 중에서는 A'-B' 면에 대한 종형 모양의 분무가 형성된다. 분사각은 이러한 A-B면의 진공 상태를 기준으로 한 α 와 공기 중의 형상을 반영하여 특정 지점을 기준으로 한 α' 의 분사각으로 나눌 수 있으며 인젝터의 종류와 실험 조건에 따라 서로 다른 정의를 사용한다. 본 실험의 경우, 조건 변화에 의한 분사각의 변화를 비교하는 것이기 때문에 분사각 정의에 의해 발생하는 분사각의 차이는 없는 것으로 판단하고 공기 중의 종 형상을 기준으로 한 α' 을 통해 분사각을 비교하였다.

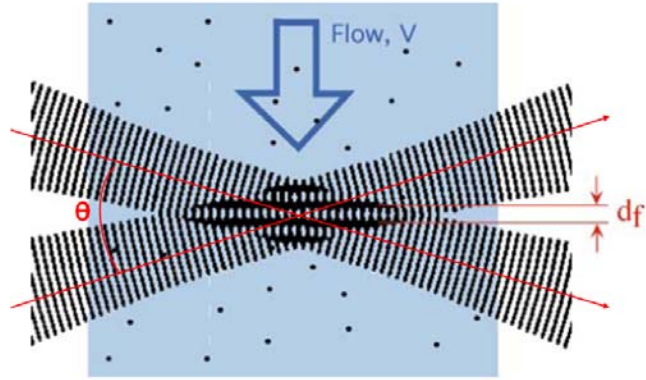


<그림 11> 분사각 정의

분무의 미립화 특성은 PDPA(Phase Doppler Particle Analyzer)[20, 21, 22]를 통해 측정하였다. PDPA는 LDV(Laser Doppler velocimetry)라는 도플러 편이(Doppler shift)라고 부르는 빛이 투명한 물체를 지나가면 발생하는 산란광이 물체의 속도에 비례하여 그 주파수가 변하는 현상을 이용하여 속도를 측정하는 방법과 입자에 의해 빛이 산란할 때의 위상이 바뀌는 현상을 통해 입자의 크기를 측정하는 방법을 적용시켜 입자의 속도와 크기를 모두 측정할 수 있는 장치이다. LDV는 두 개의 레이저 빔을 사용하는데 두 레이저 빔이 교차하는 영역에는 간섭 무늬가 발생하며 움직이는 입자가 간섭 무늬에 미치는 영향을 통해 속도를 측정할 수 있다. <그림 12>는 두 레이저에 의해 발생하는 간섭 무늬를 나타낸 것이고 <그림 13>은 LDV의 간섭 무늬 구성 원리를 나타낸 것이다.



<그림 12> 두 레이저 빔에 의한 간섭 무늬



<그림 13> LDV의 간섭 무늬 구성 원리

간섭 무늬 간격은 다음의 <수식 1>을 통해 구할 수 있으며 도플러 주파수는 입자의 속도 성분 중 간섭 무늬에 수직인 속도 성분에 비례하는 다음의 <수식 2>를 통해 계산할 수 있다. 여기서 d_f 는 간섭 무늬 간격이며 f_d 는 도플러 주파수, V 는 입자의 속도, λ 는 입자광의 파장, θ 는 입사광 사이의 각도를 나타낸다.

$$d_f = \frac{\lambda}{2\sin(\frac{\theta}{2})} \quad (1)$$

$$f_d = \frac{V}{d_f} = \frac{2V}{\lambda} \sin(\frac{\theta}{2}) \quad (2)$$

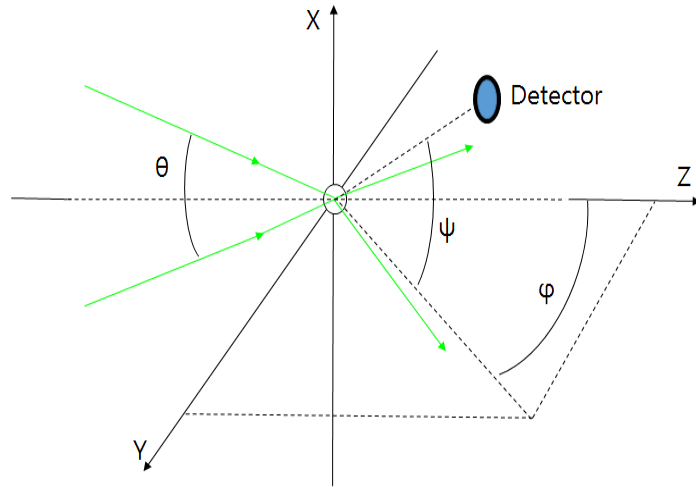
하지만 위의 식을 통해서만 입자의 운동 방향을 알 수 없기 때문에 브래그 셀(Bragg cell)과 같은 장치를 통해 입사하는 레이저 사이에 일

정하게 주파수 차이(일반적으로 40MHz)를 갖도록 한다. 두 레이저의 주파수 차이에 의해서 간섭 무늬가 일정한 방향과 속도로 움직이게 되며 측정 장치에서는 간섭 무늬가 움직이며 생기는 주파수와 입자가 간섭 무늬를 지나가며 발생하는 도플러 주파수의 합으로 검출하게 된다. 이 때 PMT(Photomultiplier tube)에서는 입자의 운동 방향이 간섭 무늬가 움직이는 방향과 같으면 도플러 주파수만큼 더하고 반대라면 빼는 방식으로 입자의 운동 방향을 측정할 수 있으며 최종적으로 입자의 속력과 방향을 정보를 취합하여 입자의 속도를 측정할 수 있다.

PDPA를 통한 액적 크기의 측정은 액적에 의해 산란되는 빛의 위상 차이를 통해 구할 수 있다. 두 개의 레이저 빔이 입자에 의해 산란되어 다른 경로를 통해 같은 지점에 도달하게 되면 두 빛은 경로의 차이에 의해 위상 차이가 발생하게 되고 이를 통해 입자의 크기를 구할 수 있다. <수식 3>과 <수식 4>는 각각 반사와 굴절에 의한 위상 변화를 나타낸 것이고 <그림 14>는 위상 차이에 대한 기하학적 구성을 나타낸 것이다.

$$\Phi = \frac{2\pi d_p}{\lambda} \frac{\sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2}}{\sqrt{2(1 - \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\phi}{2})}} \quad (3)$$

$$\Phi = \frac{-2\pi d_p}{\lambda} \frac{m \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2}}{\sqrt{2(1 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\phi}{2})(1 + m^2 - m \sqrt{2(1 + \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\phi}{2})})}} \quad (4)$$



<그림 14> 위상 차이에 대한 기하학적 구성

ϕ 는 위상차 d_p 는 입자 직경, m 은 상대 굴절률을 나타내며 θ 는 두 레이저 빔의 입사각 사이의 각도, ψ 는 검출기의 높이(Elevation angle), ϕ 는 분산각(Scattering angle)에 대한 반각을 나타낸다.

4. 액적 크기

연소기에서 연료의 미립화가 진행될수록 공기와 반응하는 표면적이 넓어져 쉽게 연소가 발생하며 미립화 정도와 균일도에 따라 연소의 효율과 안정성이 결정되기 때문에 연소에서는 굉장히 중요한 요소이다. 분무의 미립화가 잘 진행된 것인지 판단하는 기준[23]은 분무의 미립화 정도와 미립화의 균일도로 나눌 수 있으며 미립화 정도는 droplet의 평균 직경이 얼마나 작게 쪼개어졌는지를 의미하며 미립화 정도가 높다

는 것은 더 작은 직경의 액적으로 이루어졌다는 것을 의미한다. 일반적으로 droplet의 직경이 $D < 25 \mu m$ 이면 증발이 잘 이루어져 가스를 생성하게 되어 연소에 유리해지며 droplet의 직경이 $D = 25 \sim 250 \mu m$ 로 큰 경우에는 혼합 과정이 복잡해지고 연소가 느리거나 잘 되지 않으며 불완전 연소되기 쉽다.

미립화 균일도는 droplet의 직경이 분산(scatter)된 정도를 의미하는 것으로 균일도가 높은 것은 액적의 직경이 비슷한 액적들이 분무를 이루어진 것을 의미하며 불균일할수록 큰 액적부터 작은 액적까지 골고루 분산이 되어 있는 것을 의미한다. 분산이 적게 되어 액적이 안정적으로 밀집되면 연소가 안정적으로 이루어진다.

이렇듯 연소의 성능을 결정하는 미립화 정도와 균일도를 나타내기 위하여 다음과 같은 대표 직경을 정의하였으며 그 쓰임에 따라 체적, 표면적, 지름, 개수, 열 및 물질 전달 등에 대한 정보를 나타낸다.

대표 직경에는 주로 평균 직경을 사용하며 평균 직경은 정의는 다음의 <수식 5>로서 나타내고 p와 q는 정의에 따라 특정한 값을 넣어 사용한다.

$$D_{pq} = \sqrt[p-q]{\frac{\sum_{i=1}^N D_i^p \Delta n_i}{\sum_{i=1}^N D_i^q \Delta n_i}} \quad (5)$$

D_{10} 은 arithmetic mean diameter(산술평균직경)로 <수식 6>은 다음

과 같으며 입자의 크기가 분산된 정도를 비교하는데 유용하다. D_{10} 이 큰 경우 큰 입자의 수가 많다는 것을 의미한다.

$$D_{10} = \frac{\sum D \Delta n}{\sum \Delta n} \quad (6)$$

D_{21} 은 relative surface diameter로 <수식 7>은 다음과 같으며 액적의 표면적과 관련된 정보를 담고 있어 droplet이 분해되는 정도에 대해 알 수 있다. droplet의 분해는 <수식 8>과 같이 공기역학적 항력과 표면장력의 비로서 나타낼 수 있으며 이 비를 통해 D_{21} 은 다음의 <수식 9>와 같이 나타낼 수 있다.

$$D_{21} = \frac{\sum D^2 \Delta n}{\sum D \Delta n} \quad (7)$$

$$\frac{\sum C_D (\pi D^2/4) \cdot (\rho_G V^2/2) \Delta n}{\sum \pi D \sigma \Delta n} \quad (8)$$

$$D_{21} \sim \frac{\sigma}{\rho_G V^2} \quad (9)$$

D_{31} 은 relative volume diameter로 <수식 10>은 다음과 같으며 단위

체적당 입자의 증발율과 연소율에 대한 정보를 알 수 있다.

$$D_{31} = \sqrt{\frac{\sum D^3 \Delta n}{\sum D \Delta n}} \quad (10)$$

D_{32} 는 volume-to-surface-area mean diameter 또는 Sauter mean diameter(SMD)로 <수식 11>은 다음과 같으며 droplet의 penetration과 열 및 물질 전달에 대한 정보를 담고 있어 연소 환경에서 널리 이용되고 있다.

droplet의 penetration은 관성력과 공기역학적 항력의 비로서 다음의 <수식 12>으로 나타낼 수 있으며 droplet과 주변 기체와의 열 전달의 경우 droplet이 ΔT 를 올리는데 필요한 열과 주변 기체와 droplet 사이의 온도 차이 ΔT 로부터 droplet이 얻는 열의 비로서 다음의 <수식 13>로 나타낼 수 있다. 또한 물질 전달의 경우 droplet의 질량과 단위 시간당 액체가 증발하는 질량의 비로서 다음의 <수식 14>으로 나타낼 수 있다.

$$D_{32} = SMD = \frac{\sum D^3 \Delta n}{\sum D^2 \Delta n} \quad (11)$$

$$D_{32} \sim \frac{\sum \rho_L (\pi D^3 / 6) a \Delta n}{\sum C_D (\pi D^2 / 4) (\rho_G V^2 / 2) \Delta n} \quad (12)$$

$$D_{32} \sim \frac{\sum c_L \rho_L (\pi D^3 / 6) \Delta T \Delta n}{\sum \alpha \pi D^2 \Delta T \Delta n} \quad (13)$$

$$D_{32} \sim \frac{\sum \rho_L (\pi D^3/6) \Delta n}{\sum \pi D^2 \beta (C_0 - C) \Delta n} \quad (14)$$

D_{43} 은 mean mass diameter로 <수식 15>는 다음과 같으며 연소 과정에서 평형에 대한 정보를 담고 있다.

$$D_{43} = \frac{\sum D^4 \Delta n}{\sum D^3 \Delta n} \quad (15)$$

이 외에도 D_{20} , D_{30} 등 다양한 평균직경이 있으며 연소 환경에서는 주로 D_{10} 과 D_{32} 가 주로 사용된다. 평균 직경 이외에 droplet의 분포에 따라 정의되는 다음의 직경이 있다.

$D_{v0.1}$ 은 droplet으로 이루어진 분무의 전체 체적의 10%가 $D_{v0.1}$ 보다 작거나 같은 액적으로 이루어진 것을 의미한다. $D_{v0.1}$ 이 작으면 매우 작은 입자들이 존재하는 것을 의미한다.

$D_{v0.5}$ 는 분무의 전체 체적의 50%를 의미하는 것으로 중간 크기의 액적을 나타낸다.

$D_{v0.9}$ 는 분무의 전체 체적의 90% 이외에 나머지 액적들이 $D_{v0.9}$ 보다 큰 크기의 액적을 갖는 것을 의미하며 $D_{v0.9}$ 가 클수록 이보다 더 큰 크기의 물방울이 존재하는 것으로 증발에 매우 불리한 것을 의미하며 $D_{v0.9}$ 가 작을수록 기화와 증발에 유리하다.

Relative span factor(RSF)는 액적의 분포를 통해 분무의 균일한 정도를 나타내며 RSF 값이 작을수록 더욱 균일하게 밀집한 액적이 분포되어 있음을 의미한다. RSF는 다음의 <수식 16>을 통해 구할 수 있다.

$$RSF = \frac{D_{v0.9} - D_{v0.1}}{D_{v0.5}} \quad (16)$$

위의 대표 직경들을 활용하여 인젝터의 분무의 미립화 정도와 균일도를 파악할 수 있으며 대표 직경의 비교를 통해 스크램제트 엔진의 연소기에 가장 적합한 인젝터를 선별할 수 있다.

5. 액적 breakup 메커니즘

액적이 미립화는 액적을 구성하는 유체와 외부 유체의 특성에 따라 달라진다[26]. 유체의 특성은 무차원수를 통해 나타낼 수 있으며 다음의 <수식 17>, <수식 18>, <수식 19>는 각각 Reynolds number(Re), Weber Number(We), Ohnesorge Number(Oh)를 나타낸다.

$$Re = \frac{\rho v d_p}{\mu} \quad (17)$$

$$We = \frac{\rho v^2 d_p}{\sigma} \quad (18)$$

$$Oh = \frac{\mu}{\sqrt{\rho \sigma d_p}} = \frac{\sqrt{We}}{Re} \quad (19)$$

액적은 유체의 점성에 따라 breakup이 발생하는 원인이 달라지며 점성이 큰 유체(Reynolds number가 작은 유체)의 경우 외부 유체에 의한 viscosity shear stress가 주요 원인이며 점성이 작은 유체의 경우 액적의 관성력에 의해 주로 발생하며 Weber Number, Ohnesorge Number, 액적과 외부 유체의 점성비, particle 모양 등을 통해 세부적인 메커니즘을 비교할 수 있다.

Ohnesorge number가 0.1보다 작은 경우 Weber number를 통해 액적의 breakup 메커니즘을 구분할 수 있다. Weber Number가 작은 $0 < We < 11$ 범위의 액적은 Vibrational breakup이 발생하며 $11 < We < 35$ 인 액적 Bag breakup이 발생한다. 또한 $35 < We < 80$ 과 $80 < We < 350$ 에서는 각각 Multimode breakup과 sheet thinning breakup이 발생하며 $We > 350$ 인 큰 Weber number에서는 catastrophic breakup이 발생한다.

Vibrational breakup은 구형의 액적이 유체 흐름으로 들어갈 때 앞과 뒷면의 stagnation point에 높은 static pressure가 걸려서 타원체처럼 찌그러지며 breakup되는 현상을 나타낸다. 표면 장력에 의한 복원력 때문에 oscillation이 발생하여 액적이 더 잘게 쪼개지기도 한다.

Bag breakup은 critical weber number가 11 ± 2 정도에서 주로 발생하며 정확한 메커니즘이 구명되지 않아 다양한 분석과 연구가 진행중에 있다.

Multimode breakup은 bag breakup과 sheet-thinning breakup이 복합적으로 나타나는 현상을 의미한다.

Sheet-thinning breakup은 높은 Weber number의 sheet가 액적의 끝부분(가장자리)에서 형성되고 이러한 sheet가 모여서 줄이나 띠가 형성되며 breakup되는 현상이다.

Catastrophic breakup은 굉장히 높은 Weber number에서 발생하며 액적의 leading edge 부분에서 unstable한 surface wave가 발생하면서 액적이 쪼개지는 breakup이다.

이러한 무차원수의 비교를 통해 액적이 breakup되는 현상에 대한 이해를 할 수 있으며 인젝터의 분무의 경우 Weber number를 통해 breakup의 원인에 대해 규명할 수 있다.

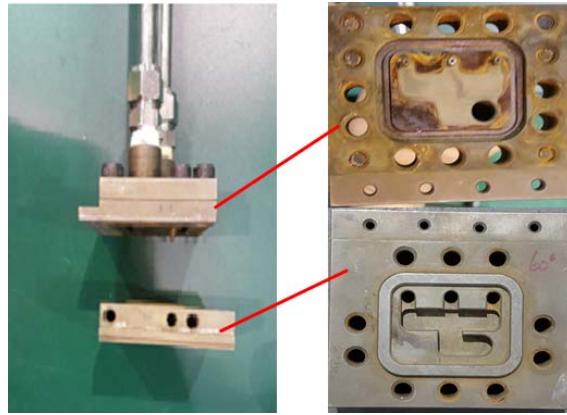
Ⅲ. 실험 장치 및 방법

스크램제트 엔진에 사용될 인젝터의 분무 특성을 파악하기 위하여 인젝터에 연료와 기체를 공급할 수 있는 시스템을 구성하였고 가시화 측정 장치와 PDPA 시스템을 설치하여 분무의 형상과 액적에 대한 데이터를 수집하였다. 연료와 기체는 각각 액체 펌프와 질소 탱크를 통해 공급하였으며 모두 유량과 압력을 조절할 수 있도록 설계하였다. 실험에 사용된 연료는 물로서 실제 연료를 적용하여 연소 시험을 하기 이전에 인젝터만의 성능을 분석하기 위하여 사용하였으며 공급되는 기체는 질소 기체를 사용하였다. 분무의 가시화는 Mie-Scattering 방법을 통해 이루어졌으며 PDPA 시스템을 통해 분무 내부 액적의 크기와 속도 정보를 획득하였다. 분무의 가시화와 PDPA 시스템을 통해 획득한 정보는 상용 툴인 Matlab을 통해서 이미지 처리와 분석하였다.

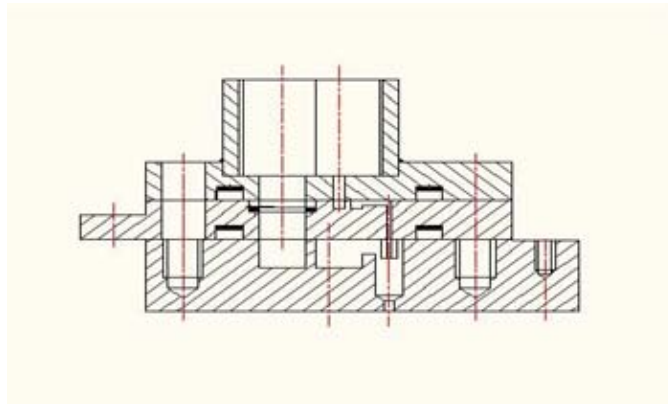
1. 실험 장치 구성 및 시험 조건

실험에 사용된 인젝터는 Airblast 방식의 인젝터로서 연료의 공급과 함께 기체를 공급하여 미립화시키는 인젝터이다. 인젝터 내부의 연료가 공급된 기체에 의해 부쉬지며 인젝터의 출구로 빠져나가게 된다. Airblast 인젝터는 우수한 미립화 성능으로 인해 초음속 유동에 대한 연구에 널리 사용되고 있으며 본 연구에 사용된 인젝터는 한국항공우주연구원에서 제작한 분무 직경 1.5mm의 Airblast 인젝터를 사용하였

다. 실험에 사용된 Airblast 인젝터의 종류는 45도, 60도, 90도의 분무 각도를 갖는 인젝터이며 동일한 분사 조건을 위하여 모두 수직으로 분무가 이루어지도록 분무 시스템을 구성하였다. <그림 15>는 실험에 사용된 Airblast 인젝터이며 <그림 16>은 실험에 사용된 Airblast 인젝터의 구조를 나타내었다.



<그림 15> Airblast type 인젝터



<그림 16> Airblast type 인젝터의 내부 구조

Airblast 인젝터 단품만의 분무 특성을 파악하기 위하여 인젝터에 공급하는 연료에는 물을 사용하고 공급하는 기체에는 질소를 사용하였으며 공급되는 압력과 유량이 조절이 가능하도록 물 펌프와 질소 탱크를 구성하였다. 공급되는 액체는 400kPa, 600kPa의 압력으로 공급하였으며 공급하는 기체의 압력은 물 압력 400kPa에 대하여 430, 460, 490, 540, 600kPa를 공급하였고 물 600kPa에 대하여 630, 660, 690, 740, 800kPa의 압력으로 공급하였다. <표 1>과 <표 2>는 분무 실험에 사용한 시험조건을 나타내었다.

Water Pressure (kPa)	400 kPa				
Gas Pressure (kPa)	430	460	490	540	600
GLR (90deg)	0.0194	0.031	0.0446	0.0816	0.1142
GLR (60deg)	0.0264	0.0386	0.0569	0.1017	0.1679
GLR (45deg)	0.0291	0.0415	0.0881	0.1136	0.2245

<표 1> 물 400kPa에서의 분무 실험 조건

Water Pressure (kPa)	600kPa				
Gas Pressure (kPa)	630	660	690	740	800
GLR (90deg)	0.024	0.0296	0.0443	0.065	0.0914
GLR (60deg)	0.0277	0.0448	0.0542	0.1	0.1416
GLR (45deg)	0.0299	0.0377	0.0627	0.0951	0.1494

<표 2> 물 600kPa에서의 분무 실험 조건

2. 가시화 측정 장치

분무의 가시화는 Mie-Scattering을 이용한 가시화 방법을 사용하였다. Mie-Scattering은 빛이 유동장을 통과할 때 산란된 빛을 ICCD(Intensified Charge-Coupled Device) 카메라를 통해 짧은 시간의 순간적인 이미지를 찍어 유동의 형태를 파악하는 방법이다. 본 실험에서는 Airblast 인젝터를 통해 분사된 유동장을 측정하였으며 광원으로는 Thermo oriel사의 66921 모델의 Xenon lamp를 사용하였으며 분사 각 측정을 위하여 인젝터 노즐의 출구를 비추도록 하였다. 측정에 사용된 ICCD 카메라는 princeton instrument의 PI-MAX-512를 사용하였고 gate delay 10ms, gate width $1\mu s$, gain 0로 설정하여 Carl zeiss 100mm f/2의 단렌즈를 사용하여 측정하였다. <그림 17>과 <그림 18>은

실험에 사용된 ICCD 카메라와 Xenon lamp이다.

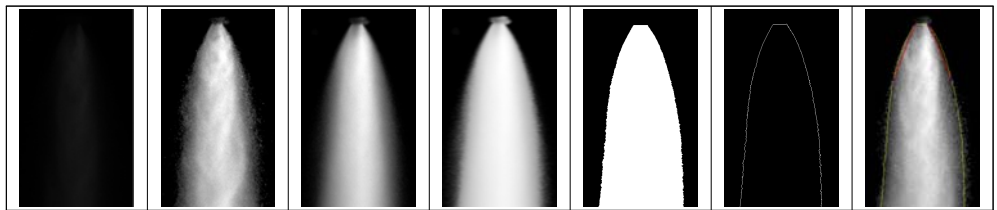


<그림 17> ICCD 카메라



<그림 18> Xenon Lamp

ICCD 카메라를 통해 측정한 데이터는 상용프로그램인 Matlab을 이용하여 이미지처리를 진행하였다. ICCD 카메라를 이용해 측정된 20장의 raw 이미지를 밝기를 조절하여 합친 후 평균화하여 하나의 이미지로 나타낸다. 이를 edge enhancement와 filtering을 진행하여 깔끔한 이미지를 만들고 Otsu' s method[24]를 이용한 BW binary 이미지와 분무 경계 취득 과정을 거쳐 분무의 형상을 도출하였다. 분사각은 인젝터의 노즐 출구에서 10mm떨어진 지점을 기준으로 선정하였으며 이는 노즐 출구에서 멀어질수록 분무의 형상이 흐릿해지기 때문이다. <그림 19>는 Mie-Scattering을 통해 가시화시킨 분무의 이미지 처리 과정을 나타낸 것이다.



<그림 19> 가시화 이미지의 이미지 처리 과정

3. PDPA 시스템

PDPA 시스템은 레이저를 통해 유동장 내의 액적을 측정하여 액적의 크기, 속도, 분포 등을 측정할 수 있는 장치이다. 측정 위치는 노즐 출구로부터 30mm지점에서 140mm지점까지 10mm간격으로 측정하였으며 0 ~ 30mm 사이 구간은 높은 밀도의 액적에 의해 정확한 측정이 되지 않아 제외되었으며 상한선 140mm는 실제 연소기에서 연료 인젝터로부터 공동까지의 거리 130mm보다 조금 먼 거리를 기준으로하여 선정하였다. 레이저 광원으로는 Coherent사의 INNOVA 70C의 아르곤 이온 레이저를 사용하였으며 beam separator로는 TSI의 multicolor beam separator model 9201을 사용하여 514.5nm 파장의 녹색 레이저와 488nm 파장의 파란색 레이저로 분할하였다. 분할된 레이저는 transmitter optics를 통해 유동으로 공급되며 유동 내의 입자에 의해 산란된 빛은 receiver optics를 통해 측정된다. 액적의 크기 측정 실험에 앞서 Monodisperse Droplet Generator(MDG)[27]를 통해 PDPA 측정을 위한 calibration을 시행하였다. MDG는 균일한 크기의 액적을 생성함으로써 이를 측정하는 PDPA 시스템이 액적에 대한 정보를 정확히 측정할 수 있는지 비교할 수 있다. <그림 20>은 실험에 사용된 PDPA 장비이며 <표 3>은 PDPA 측정에 사용된 시스템 사양을 나타낸 것이다. <그림 21>은 실험에 사용된 전체 시스템에 대한 Schematic 이미지이다.



(a) Transmitter Optics

(b) Receiver Optics



(c) Ar-ion Laser

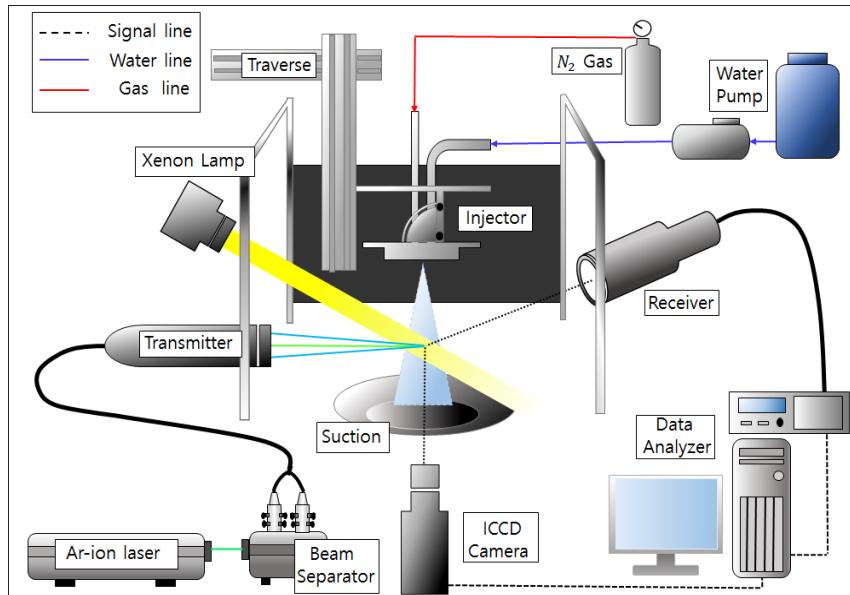


(d) Beam Separator

<그림 20> PDPA 장비

PDPA system setup		
Transmitter Optics	Channel I	Channel II
Wave length (nm)	514.5	488
Focal length (mm)	250	250
Beam separation (mm)	2.65	2.65
Fringe spacing (μm)	5.2778	5.0060
Receiver Optics		
Focal length (mm)	250	
Slit Aperture (μm)	150	
Detectable droplet range	Limit min	Limit max
Diameter (μm)	0.5	155.16
Velocity (m/s)	-10.56	121.39

<표 3> PDPA 측정 시스템 사양



<그림 21> 가시화 및 미립화 실험의 장치 구성 개념도

IV. 실험 결과 및 고찰

재생냉각 기술을 적용한 스크램제트 엔진 연소기에 사용할 Airblast 인젝터의 성능을 분석하기 위하여 인젝터 단품이 갖는 성능과 분무 특성에 대한 실험을 진행하였다. Airblast 인젝터의 성능을 판별하는 기준으로 분무의 미립화 정도와 미립화의 균일도를 선정하였으며 서로 다른 분무 각도를 갖는 인젝터에 대하여 인젝터에 가하는 압력을 변화시켜가며 실험을 진행하였다.

1. 분무 가시화 실험 결과

<그림 22>와 <그림 23>은 분무 각도가 90도인 인젝터에 대하여 Airblast 인젝터에 공급하는 압력에 따른 가시화 결과를 나타낸 것이며 동일한 물 압력에 대하여 공급하는 기체의 압력을 변화시켜 분무 형태의 변화를 관찰하였다. 동일한 조건의 실험에 대하여 <그림 24>와 <그림 25>는 60도 인젝터에 대한 가시화 결과를 나타낸 것이고 <그림 26>과 <그림 27>는 45도 인젝터에 대한 가시화 결과를 나타낸 것이다. <표 4>는 공급하는 압력에 대한 90도와 60도, 45도 인젝터의 분사각 변화를 나타낸 것이고 <그림 28>은 물을 400kPa과 600kPa로 공급할 때 기체 압력 변화에 따른 분사각의 변화를 나타낸 그래프이다.

가시화 실험 결과, 90도의 인젝터에서는 물 400kPa과 600kPa에 대해 분사각이 최대 14.2도와 10.6도의 증가를 보였으며 60도 인젝터와

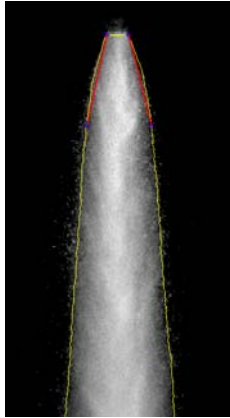
45도 인젝터에 대해서는 각각 최대 6.7도, 12.7도의 증가와 3.1도와 10.1도의 증가를 보였다. 이 결과로부터 모든 인젝터에 대하여 공급하는 기체의 압력이 증가할수록 분사각이 증가하는 것을 확인하였다. 또한 동일한 압력에 대한 서로 다른 인젝터의 비교를 통해 분무각이 더 기울어진 인젝터(45도)일수록 더 작은 분사각을 갖는 분무를 형성하는 것을 확인할 수 있으며 분무 각도가 더 기울어진 인젝터의 경우 낮은 물 압력에서 기체 압력 증가에 의한 분사각이 증가하는 현상이 약해진 것을 확인할 수 있다.

초음속 유동으로 연료가 주입될 때 초음속 유동에 의해 미립화가 진행되며 분사각의 증가는 초음속 유동과 연료 제트의 접촉 면적을 증가시켜 미립화를 촉진시킬 것으로 예상된다. 이로부터 90도 인젝터와 높은 압력의 시험조건이 점화 및 연소에 유리할 것으로 판단된다.

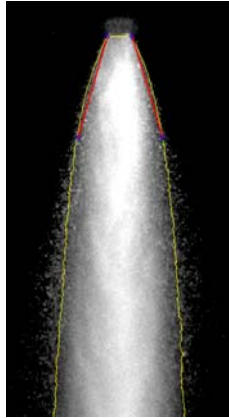
Pressure	Water 400 kPa					Water 600kPa				
Gas Pressure (kPa)	430	460	490	540	600	630	660	690	740	800
Injection angle	Spray angle (degree)									
90 degree	32.7	39.7	42.1	43.9	46.9	40.2	45.0	46.7	50.7	50.8
60 degree	25.4	27.7	28.3	31.4	32.1	24.9	29.3	31.6	34.9	37.6
45 degree	23.5	26.0	25.8	26.1	26.6	23.0	27.6	29.6	32.3	33.1

<표 4> 공급 압력에 대한 90도, 60도 45도 인젝터의 분사각 변화

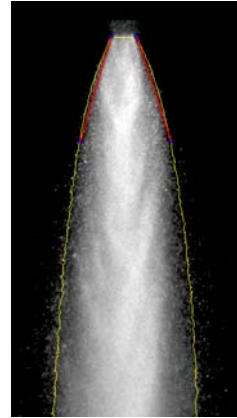
Injector angle 90 degree, Water 400kPa



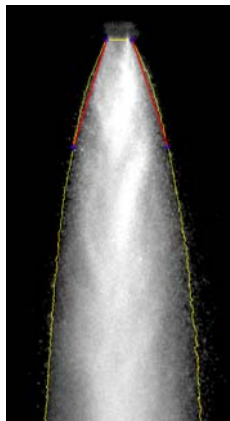
Gas 430kPa



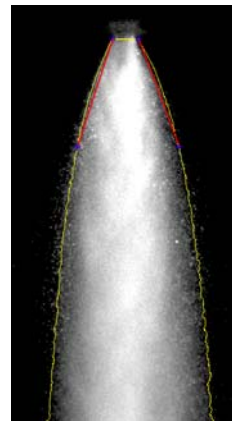
Gas 460kPa



Gas 490kPa



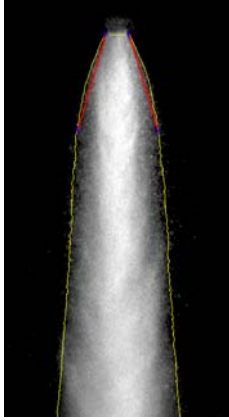
Gas 540kPa



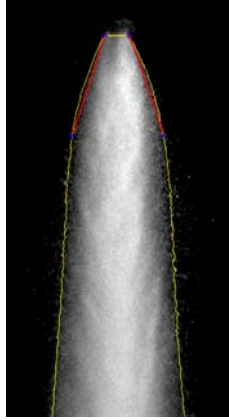
Gas 600kPa

<그림 22> 90도 인젝터의 물 400kPa에서의 가시화 이미지

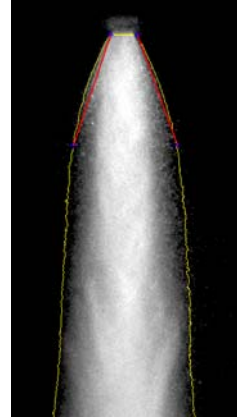
Injector angle 90 degree, Water 600kPa



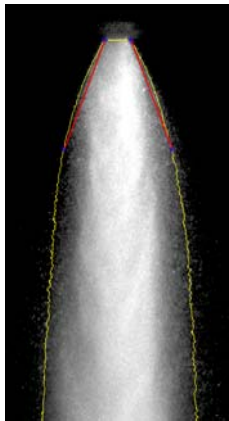
Gas 630kPa



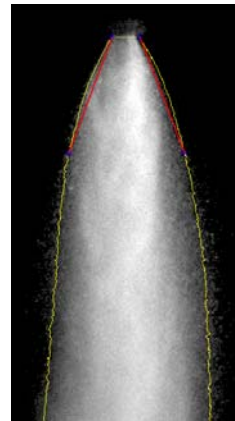
Gas 660kPa



Gas 690kPa



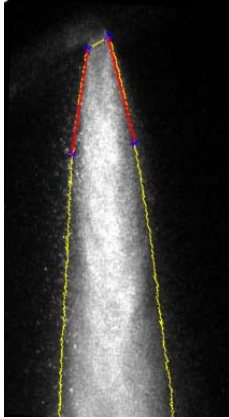
Gas 740kPa



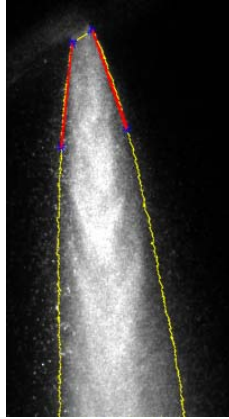
Gas 800kPa

<그림 23> 90도 인젝터의 물 600kPa에서의 가시화 이미지

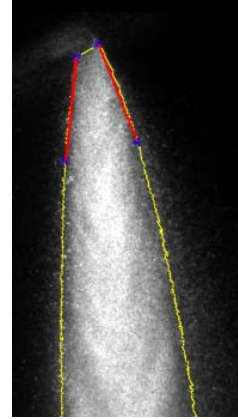
Injector angle 60 degree, Water 400kPa



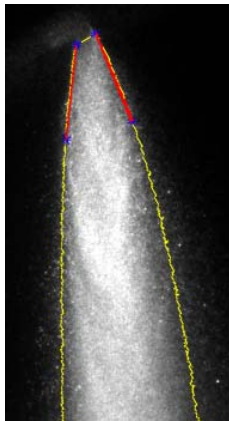
Gas 430kPa



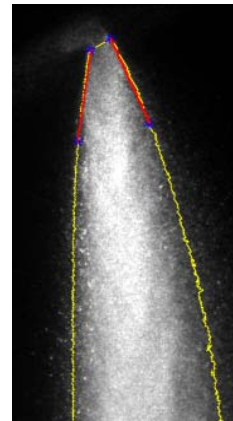
Gas 460kPa



Gas 490kPa



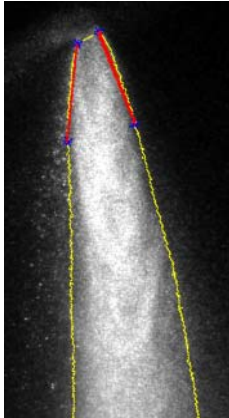
Gas 540kPa



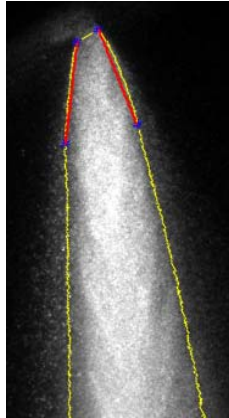
Gas 600kPa

<그림 24> 60도 인젝터의 물 400kPa에서의 가시화 이미지

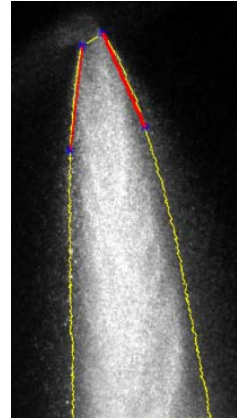
Injector angle 60 degree, Water 600kPa



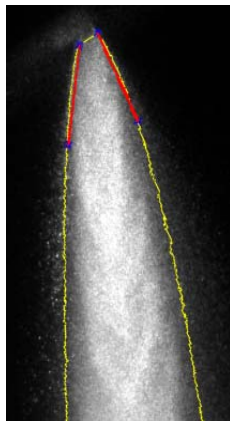
Gas 630kPa



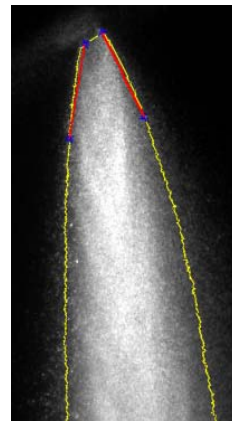
Gas 660kPa



Gas 690kPa



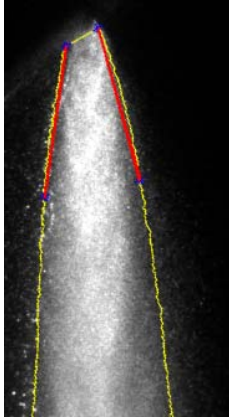
Gas 740kPa



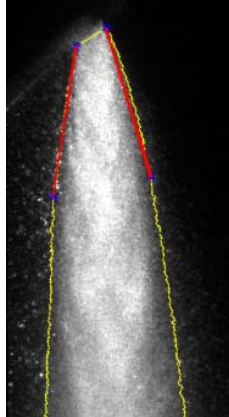
Gas 800kPa

<그림 25> 60도 인젝터의 물 600kPa에서의 가시화 이미지

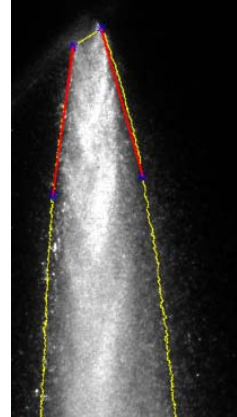
Injector angle 45 degree, Water 400kPa



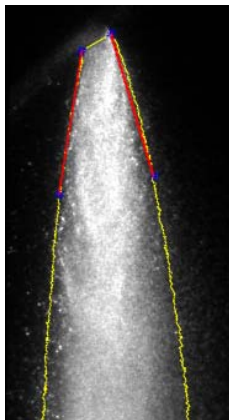
Gas 430kPa



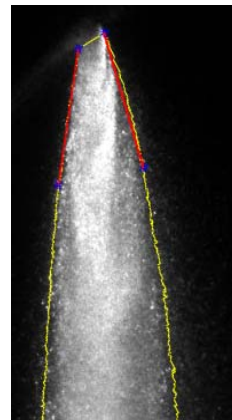
Gas 460kPa



Gas 490kPa



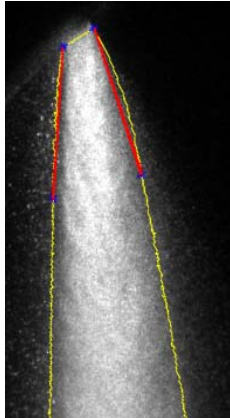
Gas 540kPa



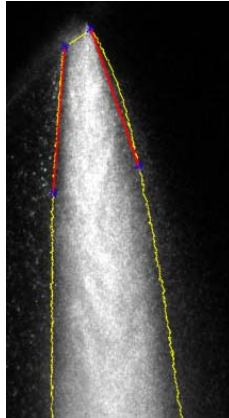
Gas 600kPa

<그림 26> 45도 인젝터의 물 400kPa에서의 가시화 이미지

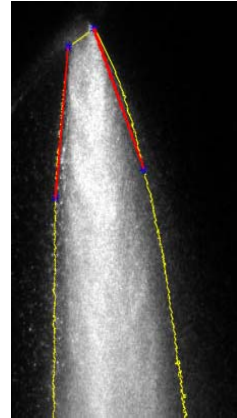
Injector angle 45 degree, Water 600kPa



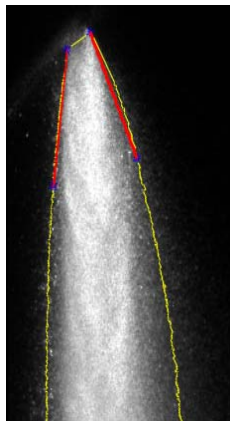
Gas 630kPa



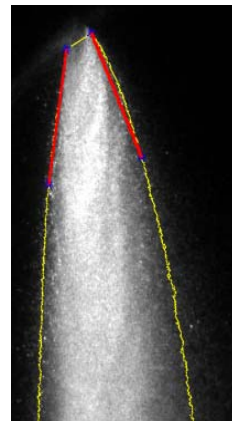
Gas 660kPa



Gas 690kPa

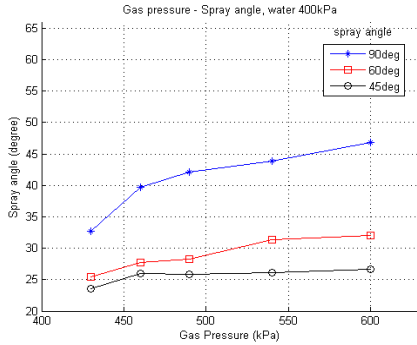


Gas 740kPa

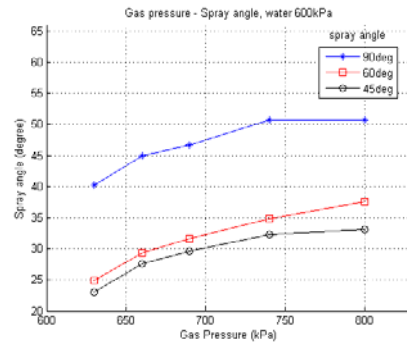


Gas 800kPa

<그림 27> 45도 인젝터의 물 600kPa에서의 가시화 이미지



(a) 400kPa



(b) 600kPa

<그림 28> 기체 압력 변화에 따른 분사각 변화

2. PDPA 실험 결과

Airblast 인젝터에 대한 PDPA 실험은 인젝터의 미립화 성능을 분석하여 미립화가 더 잘 이루어지는 실험 조건과 인젝터를 선별하고 제작된 인젝터가 스크램제트 연소 시험에 적합한지 판별하는 것을 목적으로 하여 진행하였다. 이를 위해서 실험 조건과 인젝터 별 SMD를 측정하여 미립화 정도를 비교하였으며 액적 크기의 분포를 통해 미립화의 균일도를 비교하였다.

<그림 29>는 물 400kPa에서 인젝터에 공급하는 기체의 압력 변화와 노즐 출구로부터의 거리에 대한 90도 인젝터의 SMD 변화를 나타낸 것이고 <그림 30>은 동일한 조건에서의 액적 크기의 분포를 나타낸 그래프이고 <그림 31>은 노즐 출구로부터의 거리에 대한 각 인젝터 종류별 SMD 변화를 나타낸 그래프이고 <그림 32>와 <그림 33>은 노즐로부터

의 거리에 따른 액적 크기 분포와 인젝터 종류에 따른 액적 크기 분포를 비교한 그래프이다. <표 5>는 기체 압력 변화에 대한 90도 인젝터의 대표 직경의 변화와 Relative Span Factor(RSF)를 나타낸 것이고 <표 6>은 400kPa에서의 60도와 45도 인젝터의 대표 직경과 RSF를 나타낸 것이고 <표 7>은 90도 인젝터의 물 400kPa, 기체 600kPa 조건에서의 노즐로부터의 거리에 따른 액적의 크기 분포를 나타낸 것이다.

실험 결과, 물 600kPa로 공급한 경우 $60\mu m$ 수준의 비교적 큰 크기의 액적이 생성되었으며 물 400kPa의 경우 대체로 $60\mu m \sim 40\mu m$ 크기의 액적이 생성되었다. 유일하게 60도 인젝터의 경우에서 높은 압력으로 기체를 공급할 때 연구 목표인 $40\mu m$ 보다 작은 크기의 액적을 생성하였다. 또한 모든 분무 각도의 인젝터에 대하여 기체의 압력이 증가함에 따라 SMD의 크기가 감소하는 경향을 나타내었으며 D_{10} 은 대체로 일정한 값을 나타내었다. 액적의 크기 분포는 기체의 압력이 증가함에 따라 크기가 큰 액적인 $D_{v0.9}$ 값이 감소하고 작거나 중간 크기인 $D_{v0.1}$, $D_{v0.5}$ 값은 증가하는 경향을 나타내었다. 이는 기체의 압력에 의해 크기가 큰 액적이 쪼개져 중간 크기의 액적이 다수 생성되는 것을 나타내고 이로 인해 SMD의 크기가 감소한 것을 의미하며 그로 인해 중간 크기에 밀집된 균일한 액적이 분포되어 RSF값이 감소하는 결과가 나타난 것으로 판단된다. 또한 인젝터의 분무각에 따른 액적 크기 분포의 비교를 통해 인젝터가 기울어지지 않을수록(90도) 액적이 더 균일하게 분포되는 것을 확인하였다.

노즐로부터의 거리에 따른 액적의 크기 분포를 살펴보면 거리가 증

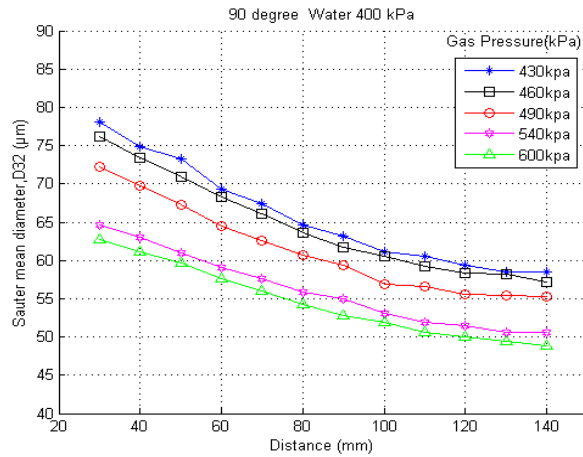
가함에 따라 큰 크기의 액적이 상당 부분 감소하였고 중간 크기와 작은 크기의 액적 또한 감소하는 경향을 나타내었으며 RSF 비교를 통해 노즐로부터의 거리가 증가함에 따라 감소하여 더욱 균일한 액적을 생성하였다. 이는 액적이 노즐 출구로부터 멀어짐에 따라 공기와의 저항에 의해 잘게 쪼개어졌기 때문에 발생한 것으로 보이며 크기가 큰 액적이 작은 액적에 비해 더 잘 부수어지는 것을 통해 균일한 액적이 형성된 것으로 판단되며 이러한 경향성은 모든 인젝터에 대해서 비슷한 결과를 나타내었다. 다만 45도 인젝터의 경우에서 초기 구간인 20 ~ 40mm 구간에서 이러한 경향성을 띄지 않고 노즐로부터 거리가 증가할수록 SMD 또한 커지는 현상을 확인할 수 있는데 이는 PDPA 초기 구간의 액적 밀집도에 의해 측정이 잘 이루어지지 않은 것으로 생각된다. 45도 인젝터의 경우 가시화 실험 결과에서 가장 작은 분사각을 형성하였기 때문에 그 밀집도가 다른 인젝터에 비해 컸기 때문에 이러한 현상이 뚜렷하게 나타난 것으로 생각된다.

90	Water 400kPa					Water 600kPa				
	430	460	490	540	600	630	660	690	740	800
D10	37.8	39.1	39.8	39.5	39.3	47.5	47.4	48.4	49.3	40.4
SMD	58.5	57.2	55.3	50.6	48.8	66.7	64.5	63.0	63.0	51.7
$D_{v0.1}$	20.5	22.5	23.4	24.5	25.5	25.5	28.5	30.5	31.5	24.5
$D_{v0.5}$	32.5	34.5	35.5	36.5	37.5	38.5	41.5	44.5	45.5	37.5
$D_{v0.9}$	58.6	60.6	58.6	55.6	55.6	70.6	72.6	72.6	73.6	57.6
RSF	1.17	1.10	0.99	0.85	0.8	1.17	1.06	0.94	0.92	0.88

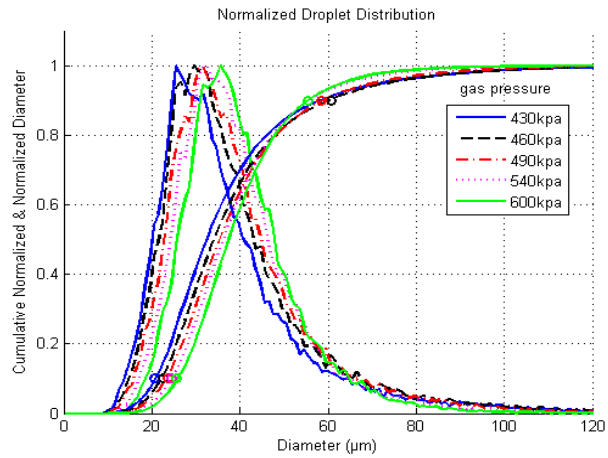
<표 5> 기체 압력에 대한 90도 인젝터의 대표 직경과 RSF 변화

	60degree Injector					45degree Injector				
	430	460	490	540	600	430	460	490	540	600
D10	25.8	26.2	26.3	25.5	25.5	32.9	33.0	31.2	32.2	30.8
SMD	48.3	46.2	43.9	37.9	34.3	56.2	56.5	47.3	48.9	47.3
$D_{v0.1}$	12.5	13.5	13.5	14.5	15.5	15.5	15.5	17.5	17.5	16.5
$D_{v0.5}$	21.5	22.5	23.5	23.5	23.5	28.5	28.5	28.5	28.5	26.5
$D_{v0.9}$	38.5	38.5	38.5	36.5	35.5	56.6	56.6	50.6	52.6	49.5
RSF	1.21	1.11	1.06	0.94	0.85	1.44	1.44	1.16	1.23	1.25

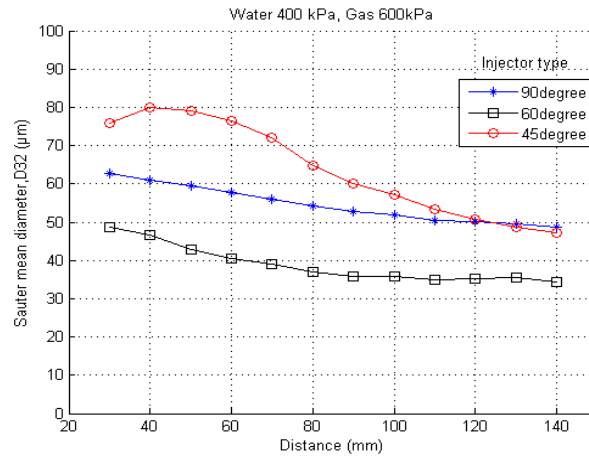
<표 6> 기체 압력에 대한 60도, 45도 인젝터의
대표직경 및 RSF 변화



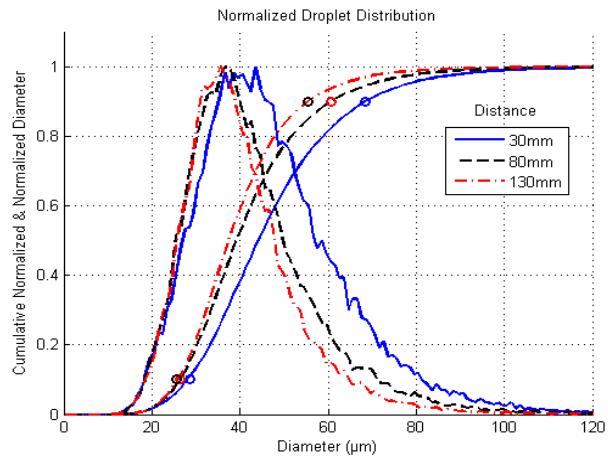
<그림 29> 90도 인젝터의 물 400kPa에서 기체 압력
변화 및 노즐 출구로부터의 거리에 따른 SMD 변화



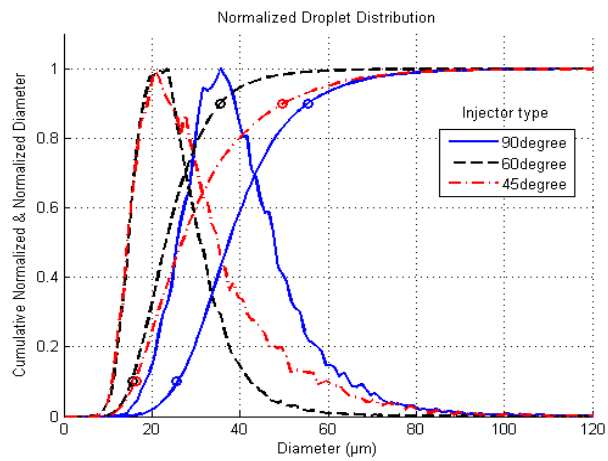
<그림 30> 90도 인젝터의 물 400kPa에서 기체 압력 변화 및 노즐 출구로부터의 거리에 따른 액적 크기 분포



<그림 31> 인젝터별 노즐로부터의 거리에 따른 SMD 비교



<그림 32> 노즐로부터 거리에 따른 액적 크기 분포

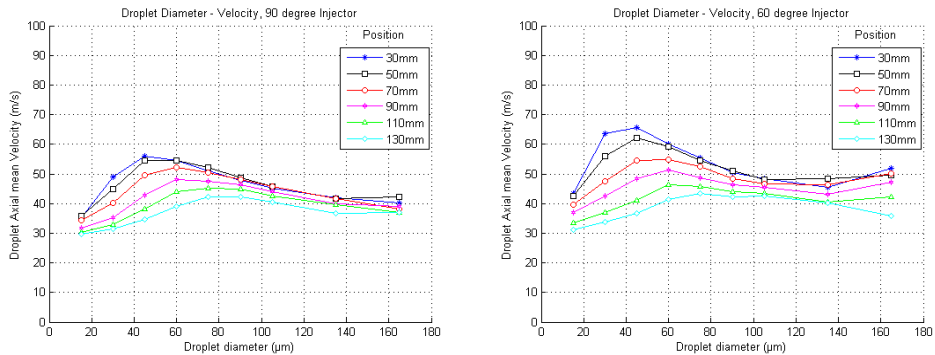


<그림 33> 인젝터 분무 각도에 따른 액적 크기 분포

Dis.	90 degree Water 400kPa Gas 600kPa										
mm	30	40	50	60	70	80	90	100	110	120	130
$D_{v0.1}$	28.5	28.5	27.5	26.5	26.5	26.5	26.5	26.5	25.5	25.5	25.5
$D_{v0.5}$	44.5	44.5	42.5	41.5	39.5	39.5	38.5	38.5	37.5	37.5	37.5
$D_{v0.9}$	70.6	68.6	66.6	64.6	62.6	60.6	59.6	57.6	56.6	55.6	55.6
RSF	0.94	0.9	0.92	0.92	0.91	0.86	0.86	0.81	0.83	0.8	0.8

<표 7> 노즐로부터의 거리에 따른 90도 인젝터의 대표 직경과 RSF 변화

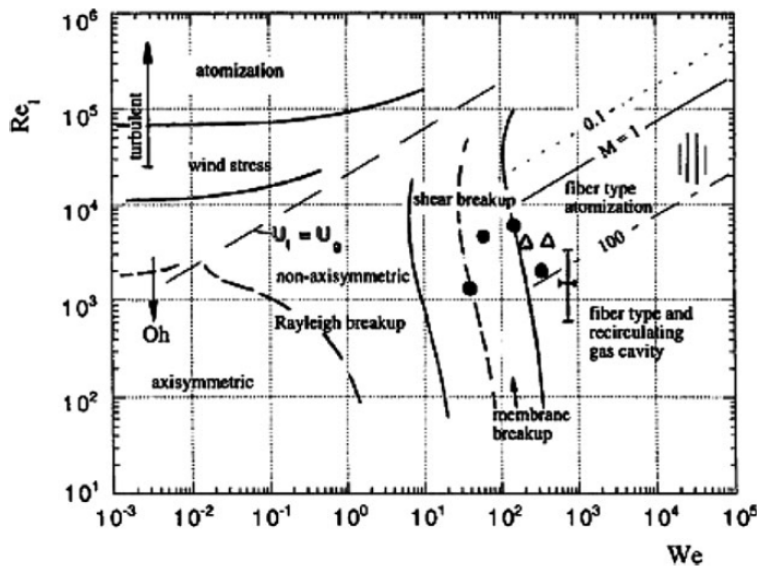
<그림 34>는 물 400kPa, 기체 600kPa 조건에서 90도 인젝터와 60도 인젝터의 평균 액적 속력을 비교한 것이다. 노즐로부터의 거리가 증가함에 따라 액적의 평균속력이 감소하는 것을 확인할 수 있으며 이러한 경향은 액적의 크기가 작을 때 더 뚜렷한 것을 확인할 수 있다. 또한 노즐로부터의 거리가 증가함에 따라 평균 속력의 최대 지점의 액적이 커지는 것을 확인할 수 있는데 이는 이전 위치에서 속력이 빨랐던 작은 액적들이 증발하여 사라지고 그 다음의 속력을 가졌던 액적들이 거리가 멀어짐에 따라 순차적으로 증발하였기 때문에 발생한 것으로 생각된다.



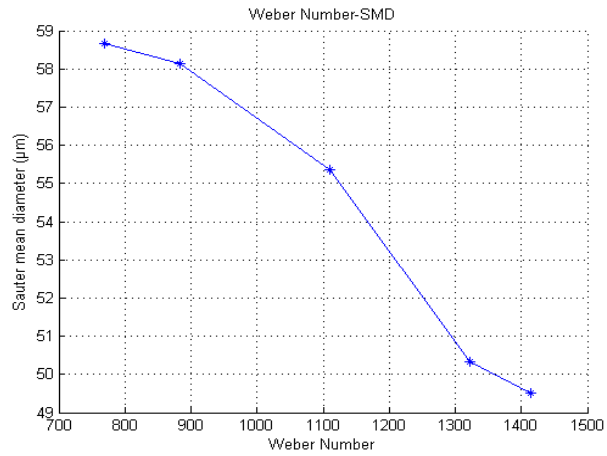
<그림 34> 액적 크기에 따른 액적의 평균 속력 분포

<그림 35>는 Reynolds number와 Weber number에 따른 액적의 breakup 메커니즘을 분류한 그림이며 <그림 36>과 <그림 37>은 물 400kPa조건에서의 기체 압력 변화에 의한 Weber number 변화에 따른 SMD 변화와 Reynolds number에 따른 SMD 변화를 나타낸 것이다.

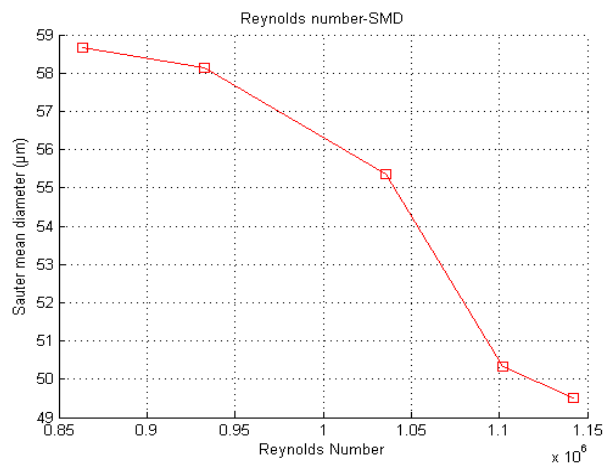
실험 결과, barbotage type 인젝터의 액체 및 기체 압력 변화에 의한 액적의 breakup은 $500 < We < 1500$ 와 $900000 < Re < 1200000$ 값을 갖는 것을 확인할 수 있다. 이는 atomization regime에 의해 발생한 것으로 액적의 breakup이 유체의 특성에 관계없이 공급하는 액체와 기체가 갖는 공기역학적 힘에 의해 발생한 것을 나타낸다.



<그림 35> Reynolds Number와 Weber Number에 따른 Breakup 메커니즘 [25]



<그림 36> Weber Number에 따른 SMD 변화



<그림 37> Reynolds number에 따른 SMD 변화

V. 결 론

한국항공우주연구원에서 제작한 airblast type의 인젝터에 대한 분무 특성 시험을 통해 인젝터의 미립화 성능을 확인하고 최적의 시험 조건을 찾는 실험을 진행하였다.

분무 각도가 다른 인젝터에 대하여 인젝터에 공급하는 기체의 압력이 변화할 때의 분무 형상을 Mie-Scattering을 통해 가시화하였다. 분무 각도가 90도인 수직 방향 주입에서 45도로 기울어질수록 분사각이 작아지는 것을 확인하였다. 이는 인젝터의 제작 시 노즐 출구 부분이 90도의 인젝터에서는 원형인 반면에 45도 방향으로 기울어질수록 타원형의 노즐 출구를 형성하게 되어 발생한 것으로 판단된다. 또한 공급하는 기체의 압력이 증가하면 분사각이 증가하는 것을 확인하였으며 분무 각도가 더 기울어진 인젝터의 경우 낮은 물 압력에서 기체 압력 증가에 의한 분사각이 증가하는 정도가 약해진 것을 확인하였다. 이를 통해 90도 인젝터와 높은 압력의 시험조건에서 분사각이 더 크기 때문에 초음속 유동에 주입할 때 초음속 유동에 의한 미립화가 더 잘 진행될 것이라고 판단된다.

가시화 실험과 동일한 시험 조건에 대하여 PDPA 시스템을 이용하여 인젝터의 미립화 정도와 분포를 측정하였다. Sauter Mean Diameter의 비교를 통해 인젝터에 공급하는 기체의 압력이 증가하면 미립화 성능이 향상되는 것을 확인하였고 액적 크기 분포를 통해 미립화가 향상되는 원인이 크기가 큰 액적이 40 ~ 60 μm 의 중간 크기의 액적으로 쪼

개어져서 발생한 것으로 생각된다. 이는 Weber number와 Reynolds number를 통해 공급하는 유체가 갖는 공기역학적 힘이 가장 큰 영향을 주었기 때문에 발생한 것으로 생각할 수 있다. 또한 대부분의 실험 조건에서 미립화 목표인 $40\mu m$ 보다 큰 액적이 생성되었으며 60도 인젝터의 물 400kPa, 기체 540kPa, GLR 0.1 이상의 조건에서는 목표 크기인 $40\mu m$ 이하의 액적이 생성되었다. 또한 RSF 값의 비교를 통해 인젝터의 분무각도가 작게 기울어질수록 균일한 액적을 형성하는 것과 노즐로부터 멀어질수록 균일한 액적을 형성하는 것을 확인할 수 있었다. 이 결과로부터 현재의 실험 조건에 대하여 제작한 인젝터 중에 실제 스크램제트 엔진의 연소시험에 가장 적합한 인젝터는 분무 각도 60도의 인젝터인 것으로 판단되며 공급하는 기체의 압력 및 유량을 증가시킨다면 더욱 미립화를 향상시켜 실제 연소기에서 연소가 안정적으로 잘 이루어질 것으로 생각된다. 또한 조건의 변화를 통해 90도의 인젝터가 $40\mu m$ 보다 작은 액적을 형성하게 된다면 60도보다 균일한 액적을 형성하는 장점을 통해 더욱 연소가 발생하기 쉬울 것으로 판단된다.

참고문헌

1. Yang, I. Y., Lee, Y. J., Lee, K. J., Choi, S. M., Park, C.,
“Combustion Experiments for a liquid hydrocarbon fueled Mach 5
Scramjet engine model” , Journal of Propulsion and Power, Vol.30,
No. 5, pp. 1433-1438, 2014.
2. Lee, J. H., Lee, S. H., Lee, K. J., Kim, J. H., Yang, S. S., “Study
on Spray Visualization and Atomization Characteristics of Air-assist
type Injector for Scramjet Engine” , Journal of the Korean Society
of Propulsion Engineers, Vol. 21, No. 5, pp. 88-96, 2017.
3. Turbojet components Figure : <https://en.wikipedia.org/wiki/Turbojet>.
4. S. J. Laurence, J. M. Schramm, S. Karl, K. Hannemann, An
Experimental investigation of steady and unsteady combustion
phenomena in the hyshot II combustor, AIAA 2-11-2310, in:
Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and
Hypersonic Systems and Technologies Conference, Sanfrancisco,
California, 11-14 Aprill 2011.
5. R. T. Volland, L. D. Huebner, C. R. McClinton, X-43A Hypersonic

vehicle technology development, *Acta Astronautica* 59 (2006) 181-191.

6. Ben-Yakar, A., Ronald K. Hanson., “Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview.”, *Journal of Propulsion and Power*, 17.4: pp 869-877, 2001.
7. Yu, G., Li, J. G., Chang, X. Y., Chen, L. H., and sung, C. J., “Fuel Injection and Flame Stabilization in a Liquid-Kerosene-Fueled Supersonic Combustor,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003, pp.885-893.
8. Sallam, K., Aalbulg, C., Faeth, G., Lin, K., Carter, C., and Jackson, T., “Breakup of Aerated-Liquid Jets in Supersonic Crossflows,” AIAA-2004-970, *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, Jan. 5-8, 2004.
9. Lin, K. C., Kennedy, P. J., Jackson, T. A., “Spray Structure of Aerated-Liquid Jets in subsonic crossflows” , AIAA Paper No. 330, 2001.
10. Lin, K. C., Kennedy, P. J., Jackson, T. A., “Penetration heights of

liquid jets in high-speed crossflows” , AIAA Paper 973, 2002.

11. Wu, P. K., Kirkendall, K. A., Fuller, R. P., Nejad, A. S., “Breakup Processes of Liquid Jets in Subsonic Crossflows” , *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 1, 1997.
12. Adelberg, M., “Breakup rate and Penetration of a Liquid Jet in a Gas Stream” , *AIAA Journal*, Vol. 5, No. 8, pp. 1408-1415, 1967.
13. Mazallon, J., Dai, A., Faeth, G., M., “Primary Breakup of Nonturbulent Round Liquid Jets in Gas Crossflows” , *Atomization and Sprays*, Vol. 9, No. 3, 1999.
14. Inamura, T., “Trajectory of a Liquid Jet Traversing Subsonic Airstreams” , *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 1, pp. 155-156, 2000.
15. W. Heiser, D. Pratt, D. Daley, U. Mehta, “Hyersonic Airbreathing Propulsion” , AIAA Education Series.
16. Gordon C. Oates, “Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion” , AIAA Education Series.

17. Lefebvre, A. H., Wang, X. F., and Martin, C. A., “Spray Characteristics of Aerated-Liquid Pressure Atomizers,” *Journal of Propulsion and Power*, Vol 4, No. 4, 1988, pp. 293-298.
18. Mie, Gustav. “Beiträge zur Optik Median, speziell kolloidater Metallösungen,” *Annalen der physik*, 330.3:377-445, 1908.
19. Settles, Gary S., “Schlieren and shadowgraph techniques: visualizing phenomena in transparent media,” *Springer Science & Business Media*, 2012.
20. Durst, F., A. Melling and J. Whitelaw. 1981. “Principles and Practices of Laser Doppler Anemometry, Academic Press” .
21. TSI, “Phase Doppler Particle Analyzer(PDPA)/Laser Doppler Velocimeter” , Operations Manual. 2006.
22. Dantec Measurement Technology, “Principle of Phase Doppler Anemometry”
23. Otsu, N., “A threshold selection method from gray-level

- histograms,” IEEE transactions on systems, man, and cybernetics, Vol. 9, No. 1, pp. 62-66, 1979.
24. L. Bayvel, Z. Orzechowski, “Liquid Atomization” Taylor & Francis
 25. Ashgriz, N. (Ed), “Handbook of Atomization and Sprays: Theory and Applications”, *Springer Science & Business Media*, 2011.
 26. Sa, S. J., “Flow-induced Breakup of Drops and Bubbles”, *arXiv preprint arXiv: 1701.06157*, 2017.
 27. Kosch, S., “Calibration of ILIDS and PDPA droplet sizing systems”, PhD Thesis, University of Toronto(Canada), 2015.

