

# 로켓 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 고압 분무특성 연구

양준호\* · 최성만\*\*

## Spray Characteristics of the Oxidizer-rich Preburner Injector in High Pressure Environments

Joonho Yang\* · Seongman Choi\*\*

### ABSTRACT

In the rocket preburner, oxidizer-rich combustion with liquid oxygen and kerosene is very challenging work. The key factor of stable flame is good mixing and that is controlled by the injector performance. We have studied spray characteristics of the oxidizer-rich rocket preburner injector in high pressure environments. The injector is composed of fuel orifices, oxidizer orifices and cooling skirt with liquid oxygen. By using this apparatus, we have taken photographs and measured Sauter mean diameter with changing ambient pressure from 0 to 30 kgf/cm<sup>2</sup>[g]. Droplet diameter is measured by the image processing technique. From the test results, we could understand spray characteristics of the oxidizer-rich preburner injector and this result could be applied to the development of the oxidizer rich preburner system.

### 초 록

액체로켓 예연소기의 산화제 과잉 연소는 매우 어려운 과업이다. 이를 위해서는 작동 조건에서 좋은 혼합특성을 갖는 분사기를 설계하는 것이 무엇보다 중요하다. 따라서 고압환경에서 로켓 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 분무특성을 실험을 통해 알아보았다. 분사기는 연료 및 산화제 오리피스, 산화제 스킨으로 구성되어있다. 분사기의 분무특성을 알아보기 위해 주위기체압력을 0에서 30kgf/cm<sup>2</sup>[g]까지 가압하여 분무 가시화, Sauter 평균 입경을 측정하였으며, 액적 크기는 이미지 처리 기법을 이용하였다. 실험결과로부터 로켓 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 분무특성을 이해할 수 있었으며, 로켓 산화제 과잉 예연소기 개발에 중요한 자료로 활용될 수 있을 것이다.

Key Words: Rocket preburner injector(로켓 예연소기용 분사기), High pressure environments(고압 환경), SMD(Sauter 평균 입경), Image processing technique(이미지 처리 기법), Spray angle(분무각)

† 2008년 3월 17일 접수 ~ 2008년 4월 19일 심사완료

\* 학생회원, 전북대학교 항공우주공학과

\*\* 중신회원, 전북대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail: csman@chonbuk.ac.kr

$D_o^h$  : oxidizer orifice diameter  
 $D_f^h$  : fuel orifice diameter  
 $D_o^N$  : oxidizer nozzle diameter  
 $D_f^N$  : fuel nozzle diameter  
 $P_c$  : chamber pressure

## 1. 서 론

액체추진 로켓은 점차적인 대형화와 성능증가로 인해 터보펌프를 이용해 고압의 추진제를 주연소실로 공급하는 터보펌프 시스템을 사용한다[1]. 이러한 터보펌프 시스템 중 미국의 우주왕복선 주 엔진은 2개의 연료 과잉 예연소기를 사용하는 반면, 러시아 로켓 엔진은 2개의 산화제 과잉 예연소기를 사용한다. 이러한 러시아의 대표적인 로켓 엔진인 RD-170은 일부연료(약 5%)와 모든 산화제의 혼합으로 당량비 0.065정도의 산화제 과잉 연소가 일어난다. 이때 생성된 고온·고압의 연소 가스는 터보 펌프를 구동시키게 되며 이러한 구동력으로 잔여 연료 95%를 주연소실로 공급하게 된다. 또한 터보 펌프를 구동시킨 고온·고압의 가스는 주연소실로 들어가 액체 연료와 혼합되어 연소가 일어나 연소효율을 극대화 시킨다[2]. 그런데 액체 산소와 액체 케로신을 사용하는 산화제 과잉 예연소기는 연소 안정성을 획득하는 것이 매우 중요하다. 이러한 예연소기의 연소 안정성을 획득하는데 있어서 중요한 요소는 연료와 산화제의 좋은 혼합 특성이다. 이것은 분사기의 성능에 의해 결정되어지며, 결론적으로 연료와 산화제의 분무특성이 예연소기의 연소 안정화를 결정짓게 된다[3].

또한 이러한 분사기의 경우 주위 기체 압력( $P_A$ )의 변화가 분무 특성에 어떠한 영향을 미치는지에 대한 많은 실험적인 연구가 수행되었다.

Neya and Sato[4]는 그 결과  $SMD \propto P_A^{0.27}$ 의 관계를 도출하였다. 하지만 Abou-Ellail et al.[5]는 SMD와 주위 기체 압력과의 관계를  $SMD \propto P_A^{0.26}$ 으로 도출하였다. 그 후 Rizk and Lefebvre[6]에 의해 SMD와 주위 기체 압력과의 일반적인 상관

관계가 주위 기체 압력이 0.4 MPa까지는  $SMD \propto P_A^{0.1}$ 의 관계에 의해 액적 크기가 줄어들며, 그 이상에서는 주위 기체 압력의 영향이 더 커짐에 따라  $SMD \propto P_A^{0.28}$ 의 관계에 의해 액적의 크기가 줄어든다고 발표하였다. 한편 Rizk and Lefebvre[6]는 압력 스월형 미립화기에 대한 실험 데이터를 분석한 결과  $P_A$ 의 지수를 -0.25로 사용하도록 제안하였다. 가장 최근에 Dodge and Biaglow[7]는 Jet A와 DF-2 연료를 가지고 주위 기체 압력에 대해 연구를 하였으며,  $SMD \propto P_A^{0.53}$ 의 관계를 도출하였다.

이와 같은 연구에서 살펴본 바와 같이 SMD와  $P_A$ 와의 관계에 있어서  $P_A$ 의 지수가 +0.27에서 -0.53까지 다양하고 상반되는 결과가 산출되었다. 이렇게 주위기체압력변화가 미립화 성능에 어떠한 영향을 미치는지에 대한 연구 결과가 일관성이 없기 때문에 좀 더 다양하고 구체적인 연구가 필요하다.

따라서 본 연구는 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 분무특성을 이해하기 위해 주위기체압력을 변화시켜가며 분무 가시화 및 액적 크기를 측정하였다. 시험 결과로부터 고압환경에서의 로켓 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 분무특성을 이해하고 이를 통해 산화제 과잉 예연소기용 분사기 설계 시 최적의 기초 설계 데이터를 획득하고자 한다.

## 2. 실험 장치

### 2.1 분사기

산화제 과잉 예연소기 분사기의 기본 설계 개념은 Fig. 1에 제시되어 있다. 연료 오리피스를 통해 공급되는 고압의 연료와 산화제 오리피스에 의해 공급되는 고압의 산화제는 혼합실(mixing chamber)에서 혼합되어 연소되며 이때 산화제-연료 혼합비는 약 7정도이다. 연소된 가스는 oxidizer skirt를 통해 흐르는 산화제에 의해 냉각되며 이때 산화제의 양은 전체 공급 산화제의 약 80%정도이다. 이로 인한 분사기의 최

중 산화제-연료 혼합비는 약 35정도이다. 본 연구를 위하여 설정한 설계점은 Table 1 에 제시되어 있으며, 러시아 로켓 엔진 RD-170의 약 15% 정도의 유량 크기를 갖도록 하였다[8]. RD-170 엔진의 혼합비는 52이나 본 연구에서는 35를 설계에 이용하였다. 본 연구에 사용된 분사기는 RD-170 엔진 대비 약 15% 유량범위에서 작동하며 연료의 절대량이 적어 분무특성이 바뀌게 되므로 최적의 분무특성을 가지는 혼합비 35를 분사기 설계에 이용하였다.

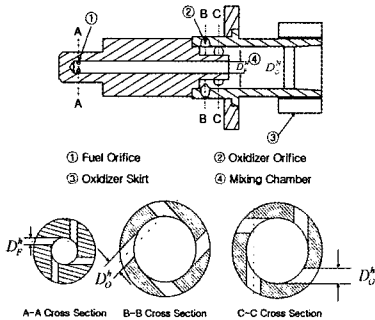


Fig. 1 Schematics of the injector

본 연구에 사용된 분사기는 V. Barzarov가 제시한 설계 이론에 따라 설계되었다[9]. 연료는 4개의 오리피스를 통해 공급되며, 산화제의 20%는 8개의 오리피스를 통해 공급된다. 분사기 설계시 연료 공급압력은 25 kgf/cm<sup>2</sup>, 산화제 공급압력은 10 kgf/cm<sup>2</sup>로 설정하였다. 이때 연료와 산화제의 압력차를 15 kgf/cm<sup>2</sup>로 유지되게 하여 혼합특성이 극대화 되도록 하였다. Table 2에 설계된 분사기의 구체적인 제원이 제시되어 있다.

2.2 고압 챔버 시스템

고압 챔버 시스템은 주위기체압력과 분사압이 분무특성에 미치는 영향을 조사하기 위해 고안되었으며 Fig. 2에 보여 지고 있다. 고압 챔버 시스템은 메인 챔버, 연료 공급 탱크, 가스 공급 탱크 그리고 컨트롤러로 구성되어 있다. 메인 챔버의 직경과 부피는 각각 500 mm, 200 L 이며, 120 kgf/cm<sup>2</sup>까지 견디도록 설계되었으나 안전을 위해 30 kgf/cm<sup>2</sup>까지 가압하며 실험하였다. 메인

Table 1. Design specifications of the oxidizer-rich preburner injector

Specification	Design Point	RD-170
Pressure	240 bar	512 bar
Total mass flow rate	265 kg/s	1672 kg/s
Number of injectors	254	254
Mixture ratio(O/F)	35	52
Oxidizer Orifice flow rate (1 injector)	0.21 kg/s	1.36 kg/s
Oxidizer skirt flow rate (1 injector)	0.82 kg/s	5.44 kg/s
Fuel flow rate (1 injector)	0.03 kg/s	0.13 kg/s

Table 2. Injector detail dimension

Item	Dimension
$D_O^h$	1.2 mm
Number of Oxidizer holes	8
Slot	1.5×2.2 mm <sup>2</sup>
Number of Slots	8
$D_F^h$	0.6 mm
Number of Fuel holes	4
$D_F^N$	1.67 mm
$D_O^N$	5.5 mm
Total length	36.4 mm

챔버 덮개에 있는 이동장치는 챔버가 가압된 상태에서 분사기를 회전 및 상하로 움직일 수 있게 하였다. 모의 추진제인 물은 챔버 압력과 공급 압력의 차압으로 분사되며 컨트롤러에 의해 조절된다. 물이 분무되면서 메인 챔버의 압력이 증가하기 때문에 증가된 압력은 배출되어야 한다. 이는 컨트롤러가 메인 챔버의 압력을 감지함으로써 자동으로 배기 밸브를 개폐하여 조절된다. 또한 물이 공급됨에 따라 물 공급 탱크의 가스 부피가 증가하기 때문에 공급 압력은 서서히 감소하게 된다. 이 또한 컨트롤러가 위와 같은 방법으로 밸브를 개폐하여 조절된다. Gas-curtain system은 가시창 내부 표면에 액적의 침전을 줄이기 위해 4개의 가시화창에 설치되었다. Gas-curtain 분사로 인한 압력 변화 역시 컨트롤할 수 있도록 설계되었다.

3. 실험 조건 및 방법



Fig. 2 High pressure chamber

상압에서의 분무 가시화 실험은 연료의 경우 0~25 kgf/cm<sup>2</sup>의 압력범위에 걸쳐 측정하였으며, 산화제는 0~12.5 kgf/cm<sup>2</sup>의 압력범위에서 측정하였다. 분무각 측정을 위해 CCD 카메라를 이용하였으며 광원으로는 펄스 광원인 Nd:YAG 레이저를 사용하였다. 이때 CCD 카메라의 노출시간은 1/10s이며 레이저의 반복 속도는 15 Hz 이기 때문에 카메라 노출시간 동안 광원이 한번 비춰지게 하여 카메라와의 특별한 동기화 없이 촬영을 하였다. 또한 F수는 11 그리고 ISO는 200으로 설정하였다.

주위기체압력 변화에 따른 분무특성을 알아보기 위해 Table 3과 같이 압력을 변화시켜가며 실험을 수행하였고 이와 같은 조건에서 분무 가시화실험을 하기 위해 CCD 카메라의 노출시간을 1/10 s, F 수는 11, ISO는 200으로 설정하였고, 광원으로는 스트로브스코프를 사용하였다. 이때 스트로브스코프의 주기를 10 Hz로 유지하여 반 투명지를 통해 비춰지게 하였다. 카메라는 특별한 동기화 없이 노출시간 동안 한 번의 광원이 비치게 하여 순간 영상을 촬영하였으며, 한 가지 실험 조건에 대해 60장의 이미지를 이용하

Table 3. Experimental conditions of high pressure chamber

Ambient air pressure	Injection pressure unit : kgf/cm <sup>2</sup> [g]		
	Fuel	Oxidizer	Combine
0, 5, 10, 20, 30	25	10	Fuel 25 Oxidizer 10

였다.

이미지 처리 기법을 이용해 액적 크기를 측정하기 위해 Fig. 3과 같이 카메라-렌즈 시스템을 이용하였다. 이와 같은 시스템을 구성하는 것은 챔버의 형상으로 인해 측정하고자 하는 분무장과 렌즈가 가장 가까이 접근할 수 있는 거리가 370 mm이기 때문에 확대비를 얻기 위해서는 렌즈와 카메라 사이의 거리가 최소 370 mm 떨어져야 하기 때문이다. 이러한 구성은 일반 카메라 렌즈로는 불가능하기 때문에 확대비를 얻을 수 있는 Teleconverter 2개와 Extension tube 31/21/13 mm를 사용하였다. 이렇게 해서 얻은 공간 해상도는 3.57  $\mu\text{m}/\text{pixel}$ 이다. 이때 사용된 광원은 스트로브스코프이며, 주기는 10 Hz로 유지하였다. 그리고 CCD 카메라의 노출시간은 1/10 s로 설정하였으며 카메라 노출시간 동안 한 번의 광원이 비춰지게 하여 광 지속시간(4 $\mu\text{s}$ )동안 순간 이미지를 촬영하였다. 액적 크기 측정을 위해 각 조건별로 240장의 사진을 촬영하였다.

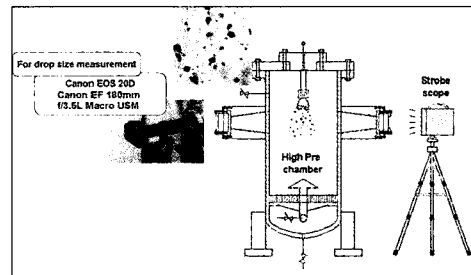


Fig. 3 Schematic of droplet size measurement system

#### 4. 실험결과 및 분석

##### 4.1 유량 및 유출계수

유량 및 유출계수는 분사압력을 0에서 25 kgf/cm<sup>2</sup>까지 증가시켜가며 측정하였고 Fig. 4와 5에 제시되어 있다.

연료의 유량은 설계 압력인 25 kgf/cm<sup>2</sup>에서 30 g/s 이었으며, 산화제는 설계 압력인 10 kgf/cm<sup>2</sup>에서 210 g/s 이었다. 연료와 산화제의 유출계수는 각각 약 0.22와 0.2로 일정하였다.

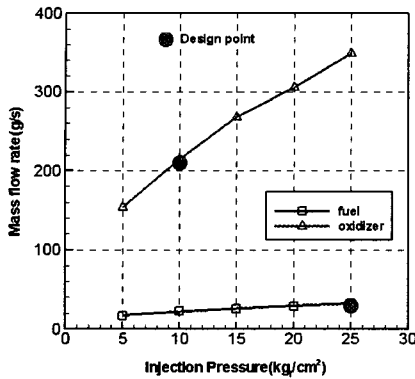


Fig. 4 Mass flow rate

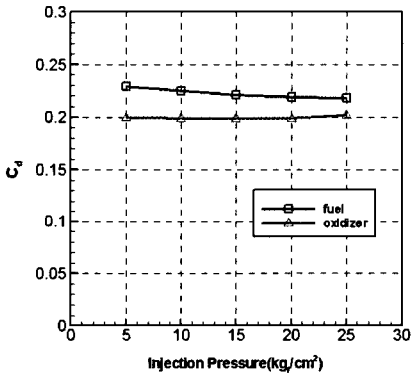
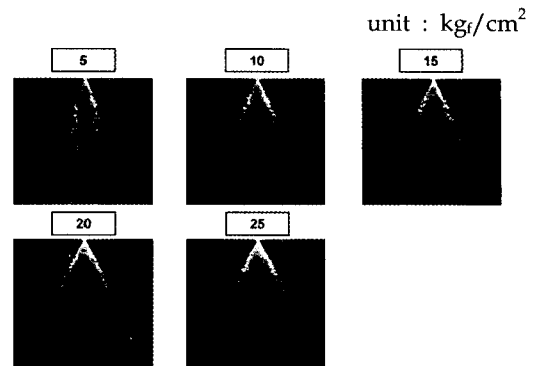


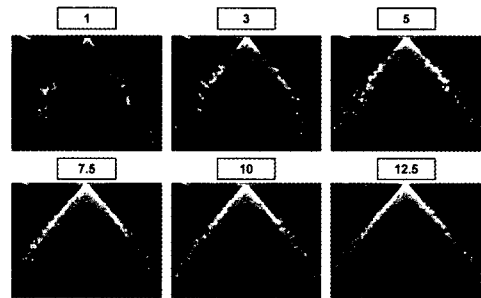
Fig. 5 Discharge coefficient

4.2 상압 분무 가시화

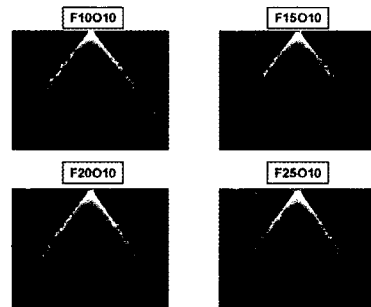
Fig. 6에 공급 압력에 따른 분무 가시화 사진이 제시되어 있다. 연료와 산화제 모두 공급 압력이 증가함에 따라 분열길이가 짧아졌으며, 공급 압력이 증가함에 따라 분무각은 증가하여 연료는 15 kg<sub>f</sub>/cm<sup>2</sup>, 산화제는 7.5 kg<sub>f</sub>/cm<sup>2</sup> 이상에서는 분무형상이 일정해짐을 알 수 있다[10]. 연료와 산화제가 동시에 공급되는 경우 분무형상은 산화제와 비슷하였지만 분무각은 작아짐을 알 수 있는데 이는 혼합실내에서 산화제와 연료가 충돌하여 산화제의 회전속도 성분이 줄어들었기 때문으로 판단된다.



(a) Photographs of fuel spray with pressure



(b) Photographs of oxidizer spray with pressure



(c) Photographs of combine spray with pressure

Fig. 6 Visualization of the injector in ambient environments

4.3 고압 분무 가시화

Fig. 7에 주위기체압력증가에 따른 연료의 분무사진이 제시되어 있고, Fig. 8에 주위기체압력에 대한 연료 분무각이 제시되어 있다. 연료의 경우 주위기체압력이 증가함에 따라 분무형상은 공기역학적 저항이 증가하게 되므로 액막 표면의 교란진폭은 작아지고 이로 인해 액막의 분열

길이는 짧아졌다. 그리고 주위기체압력이 증가함에 따라 분무각은 17°~25°로 증가함을 알 수 있다. 이는 주위기체압력 증가에 따른 공기역학적인 힘에 의해 액막 표면으로부터 액적들이 떨어져 나왔기 때문으로 사료된다. 그리고 주위기체압력의 증가는 액적을 단일화된 액적들로 흩어지게 만들음을 알 수 있었다.

Fig. 9에 주위기체압력증가에 따른 산화제의 분무사진이 제시되어 있고, Fig. 10에 주위기체압력에 대한 산화제 분무각이 제시되어 있다. 산화제의 경우 주위 기체 압력이 증가함에 따라 분무각은 73°~51°로 감소하였다. 이는 주위기체압력이 증가함에 따라 주위기체가 분무 중심으로 유입되는 속도를 가속시켰기 때문이며, 연료

unit : kgf/cm<sup>2</sup>[g]

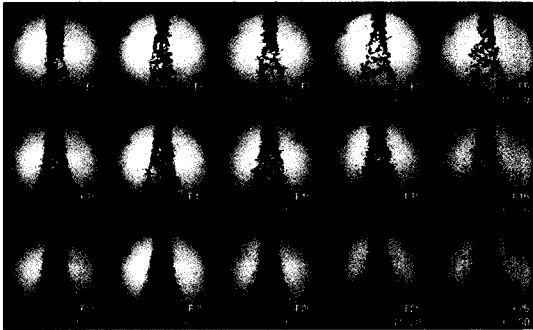


Fig. 7 Photographs of fuel spray with increasing ambient pressure

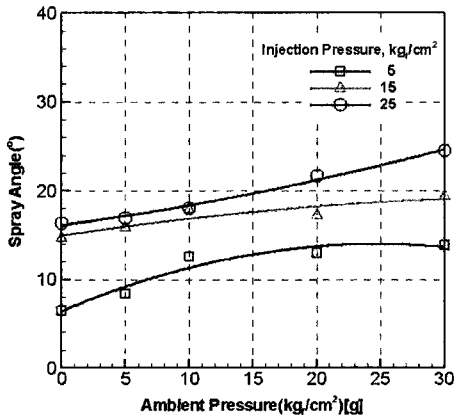


Fig. 8 Fuel spray angle with ambient pressure

와 마찬가지로 주위 기체 압력이 증가함에 따라 분열길이가 짧아짐을 알 수 있었다.

Fig. 11에 주위기체압력증가에 따른 연료와 산화제의 혼합 분무사진이 제시되어 있고, Fig. 12에 주위기체압력에 대한 연료와 산화제 혼합 분무각이 제시되어 있다. 혼합된 경우도 마찬가지로 주위 기체 압력이 증가함에 따라 분무각은 77°~53°로 감소하였다. 또한 분무가 하류로 진행될 수록 유입되는 기체에 의해 작은 액적들이 중심으로 몰리게 되어 분무각의 감소폭이 커지게 됨을 알 수 있었다.

4.4 액적 크기 측정

주위기체압력이 증가함에 따라 연료, 산화제,

unit : kgf/cm<sup>2</sup>[g]

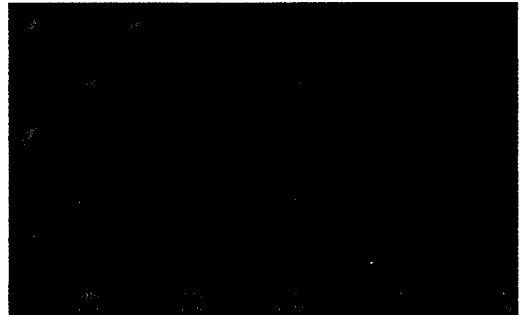


Fig. 9 Photographs of oxidizer spray with increasing ambient pressure

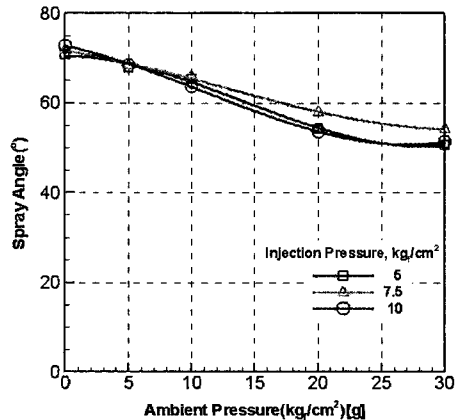


Fig. 10 Oxidizer spray angle with ambient pressure

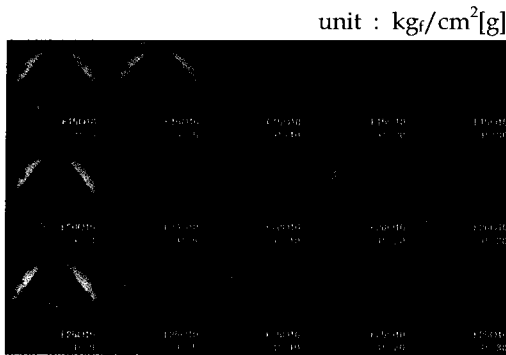


Fig. 11 Photographs of combine spray with increasing ambient pressure

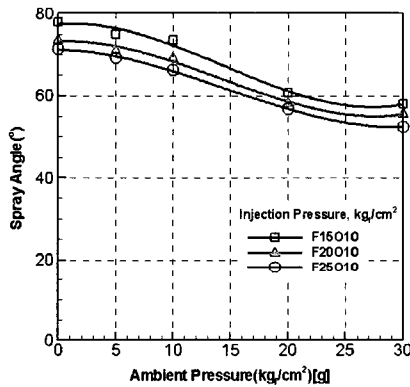
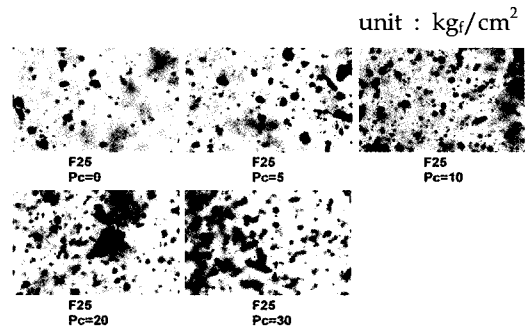


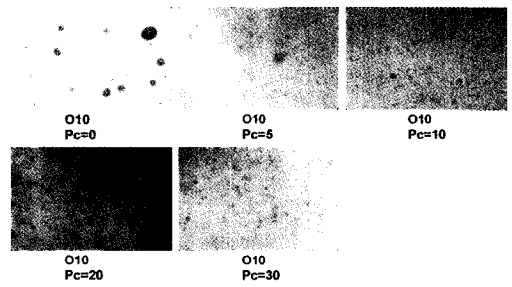
Fig. 12 Combined spray angle with ambient pressure

혼합된 경우의 액적 크기 측정을 위한 사진이 Fig. 13에 제시되어 있다. 이때 연료의 공급압력은 25 kgf/cm<sup>2</sup>, 산화제의 공급 압력은 10 kgf/cm<sup>2</sup>, 혼합된 경우는 연료 25 kgf/cm<sup>2</sup>, 산화제 10 kgf/cm<sup>2</sup>이다. 또한 챔버의 압력은 0~30 kgf/cm<sup>2</sup>[g]까지 가압하여 촬영하였다. 액적 크기는 Fig. 14에서 보는 바와 같이 주위기체압력이 10 kgf/cm<sup>2</sup>[g]까지 증가하는 경우 350 μm에서 약 200 μm까지 줄어들었으며, 20 kgf/cm<sup>2</sup>[g]까지 증가하는 경우 390 μm까지 증가하였다. 또한 30 kgf/cm<sup>2</sup>[g]까지 증가하는 경우는 다시 125 μm까지 감소하였다.

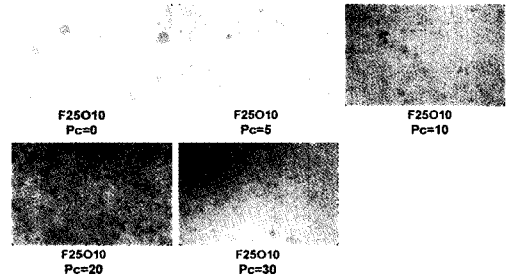
주위기체압력에 따른 SMD와 분무각과의 관계를 살펴보면 주위기체압력이 증가함에 따라 분무각의 감소폭이 상대적으로 작은 0~10[g]kgf



(a) Photographs of fuel SMD



(b) Photographs of oxidizer SMD



(c) Photographs of combine SMD

Fig. 13 Photographs of SMD with ambient pressure

/cm<sup>2</sup>, 20~30 kgf/cm<sup>2</sup>[g]의 경우 SMD가 작아진 반면, 분무각 감소폭이 큰 20~30 kgf/cm<sup>2</sup>[g]의 경우 SMD가 증가하는 것을 알 수 있다. 이것은 분무각이 감소하면 액적들간의 상호 충돌 가능성이 높아지고 이에 따라 액적들이 합착하기 때문이며, 분무각 감소폭이 작은 경우 액적들간의 상호충돌보다 주위기체압력증가로 인한 기본 분열과정이 지배하기 때문인 것으로 판단된다[11].

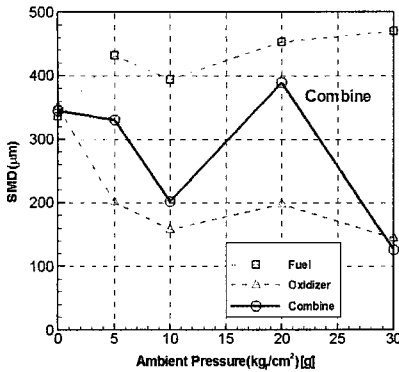


Fig. 14 SMD with increasing ambient pressure

## 5. 결 론

로켓 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 주위 기체 압력 변화에 따른 분무특성을 알아보기 위해 CCD 카메라를 이용해 분무 가시화 실험을 수행하였으며 아래와 같이 시험 결과를 요약할 수 있다.

### 1. 상압 분무 가시화

공급 압력이 증가함에 따라 연료와 산화제의 분열길이는 짧아졌으며, 분무각의 경우 연료는  $15 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$ , 산화제는  $7.5 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$  이상에서는 분무형상이 일정해짐을 알 수 있다. 연료와 산화제가 동시에 공급되는 경우 혼합실내에서 산화제와 연료의 충돌로 인해 산화제의 회전속도 성분이 줄어들어 산화제만 공급되는 경우보다 분무각은 작아졌다.

### 2. 고압 분무 가시화

연료의 경우 주위기체압력이 증가함에 따라 분무형상은 공기역학적 저항이 증가하게 되므로 액막 표면의 교란진폭은 작아지고 이로 인해 액막의 분열길이는 짧아졌다. 또한 분무각은  $17^\circ \sim 25^\circ$ 로 증가함을 알 수 있다. 이는 주위기체압력 증가에 따른 공기역학적인 힘에 의해 액막 표면으로부터 액적들이 떨어져 나왔기 때문으로 보

인다. 그리고 주위기체압력의 증가는 액적을 단 일화된 액적들로 흩어지게 만들었을 수 있었다. 산화제의 경우 주위 기체 압력이 증가함에 따라 분무각은  $72^\circ \sim 58^\circ$ 로 감소하였다. 혼합된 경우도 마찬가지로 주위기체압력이 증가함에 따라 분무각은  $70^\circ \sim 53^\circ$ 로 감소하였다. 또한 분무가 하류로 진행될수록 유입되는 기체에 의해 작은 액적들이 중심으로 몰리게 되어 분무각의 감소폭이 커지게 되었다.

분무가 완전히 발달되기 전 영역에서는 분무 감소폭이 작아졌고, 분무가 완전히 발달된 영역에서는 주위기체 유입으로 인해 분무 감소폭이 증가하였으며, 주위기체압력이 더 증가한 경우 내부 기체 부피는 분무에 의해 제한이 되므로 분무 수축은 줄어들게 된다.

### 3. 고압환경에서의 액적 크기

기본적으로 주위기체압력과 SMD와의 관계는 주위기체압력이 증가함에 따라 SMD는 감소한다. 하지만 분무각이 감소하는 영역에서는 액적간의 상호 합착으로 인해 SMD는 증가한다. 주위기체압력이  $10 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$ 까지 증가하는 경우 SMD는  $350 \mu\text{m}$ 에서 약  $200 \mu\text{m}$ 까지 줄어들었으며,  $20 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$ 까지 증가하는 경우  $390 \mu\text{m}$ 까지 증가하였다. 또한  $30 \text{ kg}_f/\text{cm}^2$ 까지 증가하는 경우는 다시  $125 \mu\text{m}$ 까지 감소하였다.

## 후 기

본 연구는 2006년도 한국항공우주연구원의 "소형위성발사체(KSLV-1) 개발사업" 위탁과제 지원에 의하여 연구되었으며 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. G. P. Sutton, "Rocket propulsion elements", Seventh Edition, 2001, pp.197-265
2. L. Schoenman, "Fuel/oxidizer-rich high-



- pressure preburners," NASA CR 165404, October, 1981
3. 우주발사체사업단, "우주발사체 기술강좌", 한국항공우주연구원, Oct. 29-Nov. 2, 2007
  4. Neya, K. and Sato, S., "Effect of ambient air pressure on the spray characteristics of swirl atomizers", Ship Res. Inst. Tokyo, paper 27, 1968
  5. Abou-Ellail, M. M. M., Elkotb, M. M. and Rafat, N. M., "Effect of fuel pressure, air pressure and air temperature on droplet size distribution in hollow-cone kerosine sprays", 1st International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, ICLASS-78, Tokyo, 1978, pp.85-92
  6. Rizk, N. K. and Lefebvre, A. H., "Spray characteristics of simplex swirl atomizer", Dynamics of Flames and Reactive Systems(J. R. Bowen, N. Manson, A. K. Oppenheim and R. I. Soloukhin, Eds), Progress in Astronautics and Aeronautics, 95, 1984
  7. Dodge, L. G., "Effect of elevated temperature and pressure on sprays from simplex swirl atomizers", ASME Paper 85-GT-58, presented at 30th International Gas Turbine Conference, Houston, Texas, March, 1985, pp.18-21
  8. V. Barzarov, "Development of russian rocketry-historical and technical aspects", 6th NRL Workshop, Issues on Rocket Engine, 2005
  9. V. Barzarov, "lecture on liquid propellant rocket engine injectors", Seoul National University, Jan. 28-Feb. 8, 2002
  10. 양준호, 최성만, "로켓 산화제 과잉 예연소기 분사기의 성능특성 연구", 한국추진공학회지, 제11권 제1호, 2007, pp.57-63
  11. X. F Wang and A. H Lefebvre "Influence of ambient air pressure on pressure-swirl atomization" Atomization and Spray Technology 3, 1987, pp.209-226