

# 로켓 산화제 과잉 예연소기 분사기의 성능특성 연구

양준호\* · 최성만\*\*

## An Experimental Study of the Rocket Preburner Injector

Joonho Yang\* · Seongman Choi\*\*

### ABSTRACT

The oxidizer-rich preburner is applied to the high efficiency closed cycle rocket propulsion system. This system is generally operated on oxidizer-fuel mixture ratio over than 50. The spray quality and mixing performance are very important for stable combustion of this preburner. This paper presents basic design concept and spray characteristic of the oxidizer-rich preburner injector and this result could be applied to the development of the oxidizer rich preburner system.

### 초 록

산화제 과잉 예연소기는 고성능 단침형 액체추진로켓 시스템에 적용된다. 이러한 산화제 과잉 연소기는 산화제-연료 혼합비가 약 50이상에서 작동하므로, 예연소기에서 분무특성과 혼합성능이 연소 안정성에 큰 영향을 주게 된다. 본 연구에서는 예연소기에 적용 가능한 분사기를 설계하고, 유량측정 및 가시화 실험을 통해 연료 및 산화제의 분무각을 측정하고, Recess length에 따른 분무특성의 변화를 확인하여 산화제 과잉 예연소기 분사기의 분무특성을 연구하였으며, 이러한 실험결과는 산화제 과잉 예연소기 분사기를 설계할 수 있는 기초자료로 유용하게 활용될 수 있을 것이다.

Key Words: Oxidizer-rich preburner(산화제 과잉 예연소기), Swirl injector(와류 분사기), Discharge coefficient(유출계수), Spray characteristics(분무특성)

### Nomenclature

$$a : r_{mk}^2 / R_n^2$$

$r_{mk}$  : liquid radius of the vortex chamber

$\phi$  : flow area coefficient

$\mu$  : mass flow coefficient

$A$  : geometrical characteristics( $\sqrt{a/\mu}$ )

$F_n$  : flow area of nozzle

$F_j$  : flow area of jet injector

$F_{in}$  : flow area of orifice

$D_n$  : diameter of nozzle

$D_{in}$  : diameter of orifice

$R_n$  : bottom radius of nozzle

$R_{in}$  : top radius of nozzle

$D_o^h$  : oxidizer orifice diameter

$D_f^h$  : fuel orifice diameter

$D_o^N$  : oxidizer nozzle diameter

$D_f^N$  : fuel nozzle diameter

$\dot{m}$  : mass flow rate

† 2007년 1월 17일 접수 ~ 2007년 2월 18일 심사완료

\* 학생회원, 전북대학교 항공우주공학과, 공업기술연구소센터

\*\* 종신회원, 전북대학교 항공우주공학과, 공업기술연구소센터  
연락처, E-mail: 1730joon@chonbuk.ac.kr

1. 서 론

액체로켓 추진제 공급 시스템은 고압가스로 추진제를 주연소실에 공급하는 가압 시스템과 터보펌프를 이용해 주연소실로 고압의 추진제를 공급하는 터보펌프 시스템으로 분류된다. 터보펌프 공급방식은 엔진 시스템의 구조가 복잡해져 소형 로켓에 사용이 불리하나 연료탱크가 저압이므로 구조중량이 감소되어 성능이 향상되는 장점이 있다. 따라서 액체추진 로켓의 대형화와 성능증가를 위하여 터보펌프 시스템 개발이 필수적이다[1]. 터보펌프 시스템은 다시 가스발생기를 이용하는 개방형 엔진과 예연소기를 이용한 닫힘형 엔진으로 구분할 수 있다. 개방형 엔진의 가스 발생기는 연소 가스가 터빈을 구동시킨 후 밖으로 배출되는 반면, 닫힘형 엔진의 예연소기(산화제 과잉)는 일부 연료(약 5%)와 모든 산화제의 혼합으로 당량비 0.065정도인 산화제 과잉 연소가 일어나고 이때 생성된 희박 연소 가스는 터보펌프를 구동시키게 되며, 발생되는 터보 펌프의 구동력으로 주연소실에 잔여연료 95%를 공급하게 된다. 터보펌프를 구동시킨 고온의 산화제 과잉 연소 가스는 주연소실로 이동되며, 주연소실에서는 액체 연료와 산화제 과잉 연소 가스가 혼합되어 연소가 일어나 연소효율을 극대화 시킨다[2].

본 연구는 산화제 과잉 예연소기에 적용 가능한 추진제 분사 시스템을 설계하고, 유량 측정 및 가시화 실험을 통하여 분무특성을 이해하는 것이며, 이를 통하여 최적의 산화제 과잉 예연소기 분사기 시스템 설계를 위한 기초 자료를 획득하고자 한다.

2. 분사기 설계

산화제 과잉 예연소기 분사기의 기본 설계개념은 Fig. 1에 제시되어 있다. 연료 오리피스를 통해 공급되는 고압의 연료와 산화제 오리피스에 의해 공급되는 산화제는 혼합실(mixing chamber)에서 혼합되어 연소되며 이때 산화제-

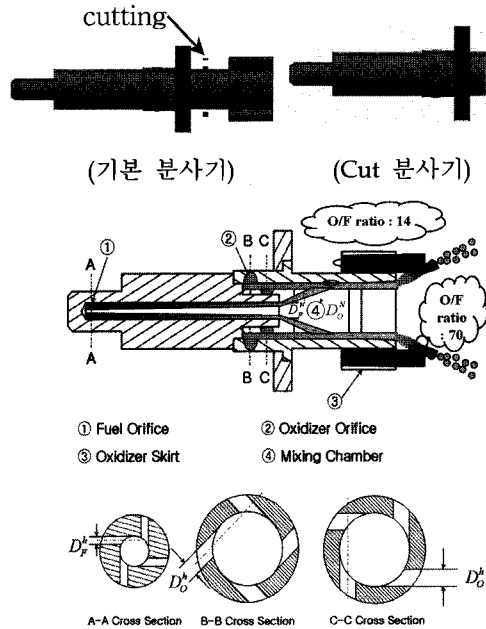


Fig. 1 Schematics of the Injector

연료 혼합비는 약 14정도이다. 연소된 가스는 Oxidizer Skirt를 통해 흐르는 산화제에 의해 냉각되며 이때 산화제의 양은 전체 공급되는 산화제의 약 80%정도이며, 최종 산화제-연료 혼합비는 약 70정도이다. 혼합실 내에서의 연료-산화제 혼합현상을 가시화하기 위하여 Fig. 1에서와 같이 혼합실 부근을 절단한 모델도 함께 실험에 이용하였다. 본 연구를 위하여 설정한 설계점은 Table 1에 제시되어 있으며, 산화제 과잉 예연소기를 사용하는 대표적인 엔진인 RD-170의 약 15% 정도의 유량 크기를 갖도록 하였다[3].

분사기 설계시 연료 공급압력은  $25 \text{ kgf/cm}^2$ , 산화제 공급압력은  $10 \text{ kgf/cm}^2$ 로 설정하였다. 이때 연료와 산화제의 압력차가  $15 \text{ kgf/cm}^2$ 로 유지되게 하여 혼합특성이 극대화 되도록 하였다. Table 2에 설계된 분사기의 구체적인 제원이 제시되어 있다. 또한, 연료노즐의 직경은 1.67 mm, 산화제 노즐의 직경은 5.5 mm로 설정하였다. 오리피스는 설계압력에서 연료만 공급할 경우 분무각은  $40^\circ$ , 산화제만 공급할 경우 분무각은  $70^\circ$ 가 되는 것을 기준으로 정하였으며, 계산방식은

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)	70	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)	0.015 kg/s	0.13 kg/s

V. Barzarov[4] 에 의해 제시된 식을 이용하여 분사기를 설계하였다. 즉, 분무각  $\alpha$ 로부터 Eq. (1-6) 식을 이용하여 오리피스 개수(n) 및 직경 ( $D_{in}$ )을 구할 수 있다.

$$\alpha = 2 \arctan \sqrt{\frac{a}{1-a}} \quad (1)$$

$$\sqrt{a} = (1 - \varphi) \sqrt{\frac{2}{2 - \varphi}} \quad (2)$$

$$\frac{\sqrt{a}}{\mu} = \frac{(1-\varphi)\sqrt{2}}{\varphi\sqrt{\varphi}} \quad \therefore \mu = \frac{\sqrt{a} \times \varphi \sqrt{\varphi}}{(1-\varphi)\sqrt{2}} \quad (3)$$

$$A = \frac{\sqrt{a}}{\mu} \quad (4)$$

$$F_n = \frac{F_j}{\mu} ; D_n = \sqrt{\frac{4 F_n}{\pi}} \quad (5)$$

$$\bar{R}_{in} = \frac{R_{in}}{R_n} ; \bar{F}_{in} = \frac{\bar{R}_{in}}{A} ; F_{in} = \bar{F}_{in} \cdot F_n$$

$$D_m = \sqrt{\frac{4F_{in}}{\pi n}} \quad (6)$$

Table 2에 계산된 분사기 제원이 제시되어 있으며, Variant 2를 기준 값으로 산화제 오리피스( $D_O^h$ )는 0.2 mm, 연료 오리피스( $D_F^h$ )는 0.05 mm씩 증감을 하여 각각 Variant 1과 3을 설정하였으며 오리피스의 크기에 따른 영향을 알아보고자 하였다.

Table 2. Injector Detail Dimension

Item	Variant 1	Variant 2	Variant 3
$D_F^h$	0.5 mm	0.45 mm	0.4 mm
Number of Fuel holes	4 개	4 개	4 개
$D_F^N$	1.67 mm	1.67 mm	1.67 mm
$D_O^h$	1.4 mm	1.2 mm	1.0 mm
Number of Oxidizer holes	8 개	8 개	8 개
$D_O^N$	5.5 mm	5.5 mm	5.5 mm
Slot	2.2×2.2 mm	2.2×2.2 mm	2.2×2.2 mm
Slot 개수	8 개	8 개	8 개
Total length	36.4 mm	36.4 mm	36.4 mm

또한 분사기 노즐길이의 변화에 따른 분무특성을 알아보기 위해 노즐 끝단으로부터 8 mm 되는 지점을 자르고, 그 지점에서부터 노즐 길이를 1.5, 5.5, 9.5, 13.5 mm 증가시키는 Add 1, 2, 3, 4를 추가적으로 설계 및 제작하였다. 실험에 이용된 분사기의 형상은 Fig. 2에 제시되어 있다.

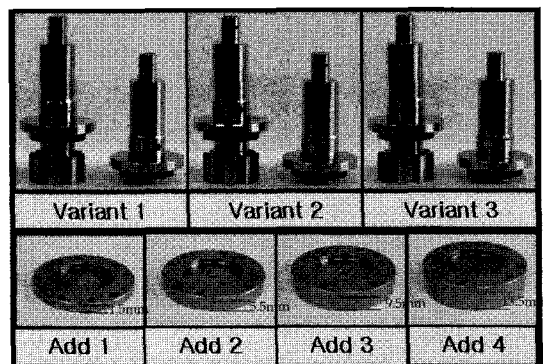


Fig. 2 Photographs of the Injector and Add

3. 실험 조건

본 연구에서는 모의 추진제로 물을 사용하였고, 압력범위를 0~25 kgf/cm<sup>2</sup>로 하여 Variant별 유량 및 유출계수와 분무각을 측정하였다. 유출계수는 분사압력조건에서 분사유량을 예측하는데 사용되며 다음과 같이 정의된다.

$$\mu = \frac{\dot{m}}{\frac{\pi D^2}{4} \sqrt{2\rho\Delta P}} \quad (7)$$

여기에서 유출계수는 노즐 직경을 기준으로 구하였다. 유량은 30초 동안 측정하였으며 연료와 산화제의 경우 5 kgf/cm<sup>2</sup>간격으로 증가시켜가며 측정하였고, 연료와 산화제를 동시에 공급할 경우는 Table 3에서와 같이 차압을 5, 10, 15 kgf/cm<sup>2</sup>로 하여 측정하였다. 또한 냉각을 위해 skirt로 공급되는 산화제는 0.5, 2, 4, 6 kgf/cm<sup>2</sup>에서 측정하였다.

분무각은 연료와 산화제의 경우 0~25 kgf/cm<sup>2</sup>의 압력범위에 걸쳐 측정하였으며, 연료와 산화제를 동시에 공급하는 경우는 Table 3과 같은 조건하에서 측정하였다. 분무각 측정을 위해 300 W 순간조명 2개를 CCD 카메라와 동기화시켜 촬영하였으며, 이때 CCD 카메라의 셔터 속도는 1/4000, F 수는 11, ISO는 200으로 설정하였다. 또한 분사기의 노즐길이 변화에 따른 분무형상을 알아보기 위해 Add 1, 2, 3, 4를 부착하여 분무각을 측정하였다.

Table 3. Test Conditions of Combined Case (Fuel+Oxidizer)

		unit : kgf/cm <sup>2</sup>										
차 압		5				10				15		
Fuel		10	15	20	25	15	20	25	20	25		
Oxidizer		5	10	15	20	5	10	15	5	10		

4. 실험결과 및 분석

4.1 유량 측정

설계점에서 연료 유량은 25 kgf/cm<sup>2</sup>일 때 14.9

g/s이고, 산화제는 10 kgf/cm<sup>2</sup>일 때 205 g/s로 예상하였으며, 측정 결과 Fig 3에서와 같이 연료는 Variant 3이 17.2 g/s로, 산화제는 Variant 2가 214.5 g/s로 가장 유사한 결과를 보였다. 또한 skirt는 10 kgf/cm<sup>2</sup>에서 0.82 kg/s를 예상하였으며, 측정결과 4 kgf/cm<sup>2</sup>에서 0.8 kg/s가 되어 설계 예상치보다 많은 양이 측정되었다.

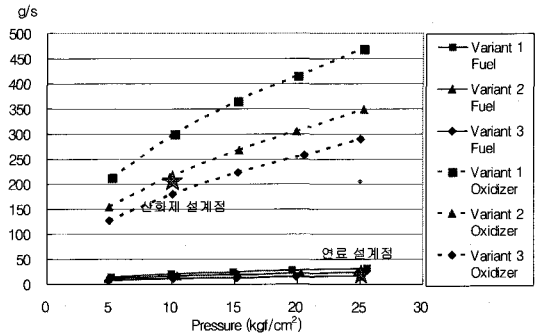


Fig. 3 Mass Flow Rate of Fuel and Oxidizer

4.2 유출계수

유출계수는 Fig. 4에서 보듯이 압력 증가에 따른 변화가 거의 없으며, 유출면적이 커짐에 따라 유출계수가 증가함을 알 수 있다. 연료의 유출계수는 25 kgf/cm<sup>2</sup>에서 0.12이고, 산화제는 10 kgf/cm<sup>2</sup>에서 0.27로 예상하였으며, 측정결과 연료는 Variant 3이 0.114로, 산화제는 Variant 1이 0.280로 설계치와 가장 유사한 결과를 보였다. 또한 skirt는 10 kgf/cm<sup>2</sup>에서 0.47로 예상하였으며, 측정결과 6 kgf/cm<sup>2</sup>에서 0.731로 예상치 보다 높은 값을 보였다.

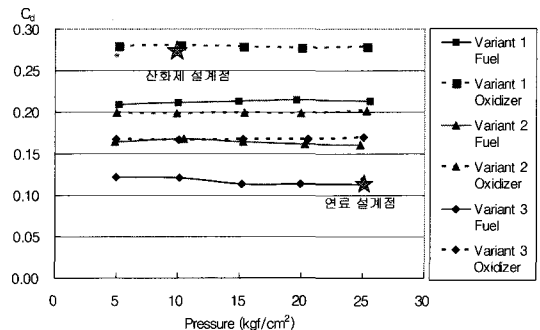


Fig. 4 Discharge Coefficient of Fuel and Oxidizer

4.3 분무각

Figure 5에 연료만 분사한 경우의 분무사진이 제시 되어있고 Fig. 6에 Variant별 분무각을 그래프로 제시하였다. Fig. 5에서 분무압이 15 kgf/cm<sup>2</sup> 이하에서 분열을 진행하다 그 이후부터는 일정한 형상을 가짐을 볼 수 있다. 오리피스 직경이 0.4 mm인 Variant 3의 경우 25 kgf/cm<sup>2</sup> 압력에서도 좋은 분무형상이 나타나지 않고 있음을 볼 수 있다. 25 kgf/cm<sup>2</sup> 압력에서 분무각은 Variant 1이 25°이고 Variant 2가 22°이며 Variant 3은 18°로써 오리피스 직경이 0.5 mm에서 0.4 mm로 감소할수록 분무각이 작아짐을 알 수 있다. 또한 압력이 증가함에 따라 분무각도 증가하는 경향이 있으며 약 20 kgf/cm<sup>2</sup> 이상에서는 거의 일정한 값을 유지함을 볼 수 있다. 그러나 초기 예상치인 분무각 40°보다 모든 Variant가 낮은 값을 가지고 있다.

Figure 7은 산화제만 분사할 경우 분무사진이 제시되어 있고, Fig. 8에 Variant별 분무각이 그래프로 표시되어있다. Fig. 7에서 분무압이 0.3 kgf/cm<sup>2</sup>에서 입자로 분열이 되기 시작하여 약 10 kgf/cm<sup>2</sup> 이상에서는 일정한 분무형상을 유지하였다. 산화제의 분무각은 10 kgf/cm<sup>2</sup>에서 70°를 예상하였으며, 측정결과 Variant 1이 70.5°로 설계조건과 같은 분무각을 보였다.

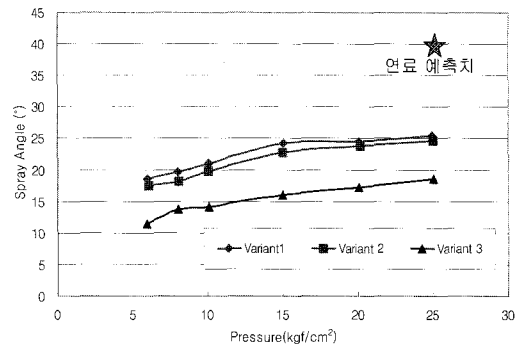


Fig. 6 Fuel Spray Angle

산화제의 경우 연료와는 반대로 오리피스 직경이 1.0 mm(Variant 3)에서 1.4 mm(Variant 1)로 커짐에 따라 분무각은 83.7°에서 70.6°로 작아졌다. Fig. 8에서 연료의 경우와 마찬가지로 압력이 증가하면 분무각도 증가를 하다가 15 kgf/cm<sup>2</sup> 이상부터는 거의 일정한 각도를 가짐을 알 수 있다.

Figure 9는 연료와 산화제를 동시에 공급할 경우의 분무사진이고 Fig. 10은 이 경우에서 Variant별 분무각을 그래프로 표시한 것이다. 분무사진에서 연료와 산화제를 동시에 공급할 경우 분무 형태는 연료 압력이 증가함에 따라 분무각이 다소 줄어들음을 알 수 있고, 분무각은 약 65°~80° 사이에 있다. 이때 skirt로 80%의 산화

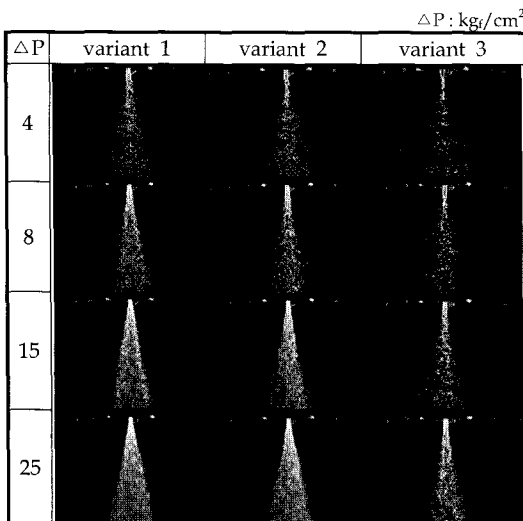


Fig. 5 Photographs of the Fuel Spray

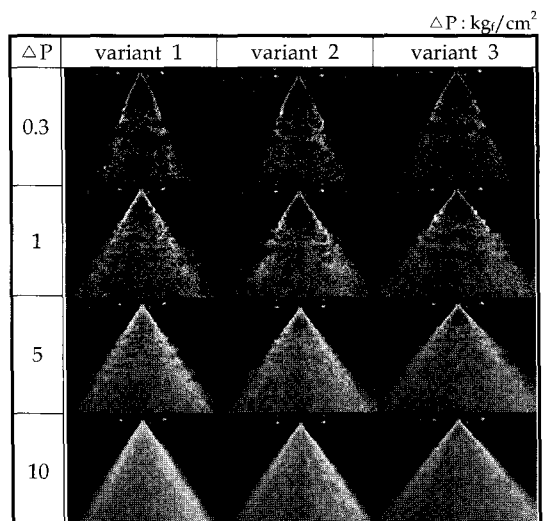


Fig. 7 Photographs of the Oxidizer Spray

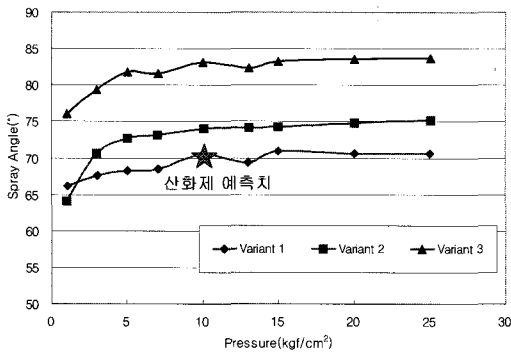


Fig. 8 Oxidizer Spray Angle

제를 공급할 경우 분무각은 약 25°~35°로 축소됨을 볼 수 있다. Fig. 10에서 연료와 산화제의 압력차가 커질수록 분무각이 작아지는데, 이것은 연료 분무압이 커짐에 따라 산화제 분무가 중심 방향으로 모아짐을 알 수 있다.

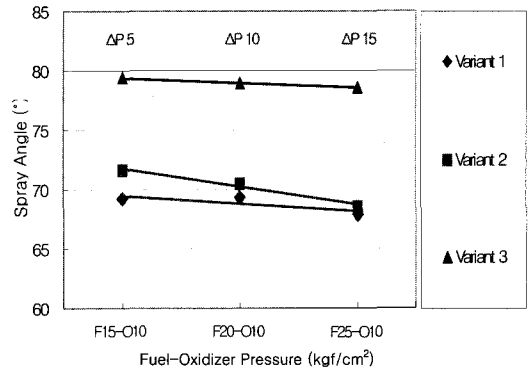


Fig. 10 Combined Spray Angle

을 볼 수 있다. 이것은 와류형 분사기에서 Recess length의 증가에 따라 유체의 회전성분이 점차 감소하여 분무각이 감소되는 것으로 판단된다.

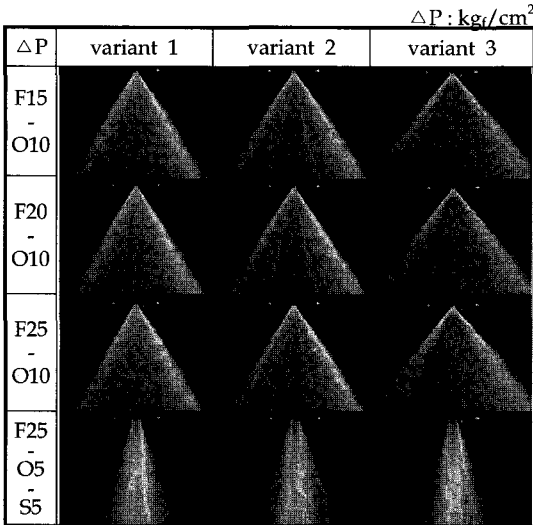
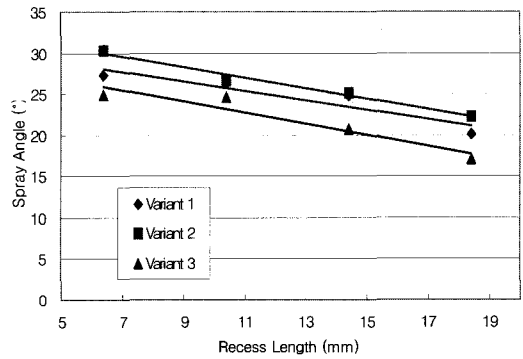
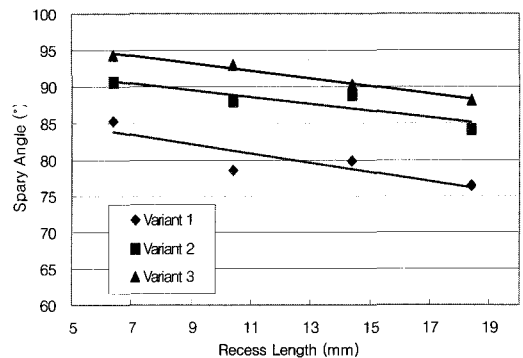


Fig. 9 Photographs of the Combined Spray(Fuel, Oxidizer, Oxidizer Skirt)

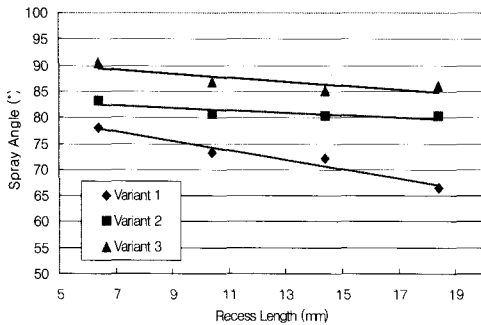
Figure 11은 Recess length에 따른 분무각이 제시 되어있다. 모든 Variant에서 Recess length가 증가함에 따라 분무각이 감소함을 알 수 있다. Variant 2의 경우 Recess length가 6.4 mm에서 18.4 mm로 증가될 경우 연료는 약 9°정도 감소되고 산화제는 약 6°정도 감소되며 연료와 산화제를 동시에 공급할 경우 약 3°정도 감소됨



(a) Fuel Spray Angle (25 kgf/cm<sup>2</sup>)



(b) Oxidizer Spray Angle (10 kgf/cm<sup>2</sup>)



(c) Combined Spray Angle(Fuel 25 kg/cm<sup>2</sup>, Oxidizer kg/cm<sup>2</sup>)

Fig. 11 Spray Angle for Variable Recess Length

## 5. 결 론

산화제 과잉 예연소기에 적용 가능한 분사기를 설계 제작하여 시험평가 하였다. 측정결과 분사기의 유량 및 분무특성을 이해할 수 있었다. 설계압력 하에서 연료만 공급할 경우 variant별 분무각은 18°~25° 사이로 매우 작은 값을 나타내었고, 오리피스 직경이 작아짐에 따라 분무각 또한 작아짐을 알 수 있는데 이것은 연료 노즐 길이가 상대적으로 길어서 회전 성분이 감소되어 거의 영향을 주지 못하는 것으로 판단된다. 또한 산화제만 공급할 경우 70°~90° 정도의 분무각을 나타내었다. 연료와 산화제를 동시에 공급할 경우 분무각은 산화제만 공급할 경우보다 약 5°정도 감소됨을 알 수 있었다. 이것은 연료에 의해 산화제 분무각이 중심으로 모아짐을

알 수 있다. 그리고 Recess length가 증가할 경우 분무각은 점차 감소됨을 알 수 있었다.

이러한 실험 결과로부터 산화제 과잉 예연소기 분사기를 설계할 수 있는 기초 자료를 획득할 수 있었고, 향후 설계점과 유사한 특성을 보이는 최적의 분사기를 추가 설계 및 제작하여 분무 특성을 파악하고 이에 따른 분무입자의 속도 및 크기에 대한 정량적인 실험 연구가 필요하다.

## 후 기

본 연구는 전북대학교 공업기술연구센터의 지원을 받았음을 밝히며 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. V. Barzarov, "Development of Russian Rocketry-Historical and Technical Aspects", 6th NRL Workshop, Issues on Rocket Engine, 2005
4. V. Barzarov, "lecture on Liquid Propellant Rocket Engine Injectors", Seoul National University, Jan. 28~Feb. 8, 2002