

이중 스월 분사기의 Recess 길이에 따른 성능 평가

김태한*, 조남춘**, 금영탁***

A Study on Performance of Dual Swirl Injector with Different Recess Length

T. H. Kim*, N. C. Cho** and Y. T. Keum***

ABSTRACT

Swirl injectors have the advantage of stable combustion, high efficiency, and insensibility to variable O/F ratio. Recess length is the length from outer orifice tip to inner orifice tip. It is the very important variable of performance of swirl type injector. Recess length have influence on collision, mixing, spray, and combustion of propellants. This study investigated on the engine performance with the change of recess length through CFD, cold flow test, and combustion test. In result, we could confirm the change of engine performance with the change of recess length. And we found that performance forecast precess through CFD, cold flow test is the right process through combustion test.

초 록

Swirl형 인젝터는 연소가 안정적이고 효율이 높으며 비교적 넓은 구간의 혼합비 변화에 민감하게 반응하지 않는 장점을 가지고 있다. 바깥쪽 오리피스 끝단에서 안쪽 오리피스 끝단까지의 길이인 Recess 길이는 Swirl형 인젝터 성능의 주요 변수로, 추진체의 충돌, 혼합, 분무, 연소에 많은 영향을 준다. 이에 본 연구에서는 Recess 길이에 따라 엔진의 성능이 어떻게 변화하는지에 대해 수치해석, 비연소 실험, 연소 실험을 통해 확인해 보았다. 그 결과 Recess 길이에 따른 로켓엔진의 성능 변화를 확인 할 수 있었고, 인젝터의 성능을 평가하는 과정에서 수치해석, 비연소 실험을 통한 성능 예측이 연소실험을 통해 타당한 과정임을 확인 할 수 있었다.

Key Words : LRE(Liquid Rocket Engine)(액체로켓엔진), swirl injector(스월 분사기)

기 호 설 명

C_d Discharge Coefficient	d Tangential Hole Diameter
P_{ch} Chamber Pressure	α Spray Angle
P_e Exit Pressure	

1. 서 론

†2003년 2월 3일 접수 ~ 2003년 3월 21일 심사완료
 * 비회원, 충남대학교 기계공학과 대학원
 ** 비회원, 한국국방과학연구소
 *** 비회원, 한양대학교
 연락처, E-mail : thkim8995@hotmail.com
 대전광역시 유성구 궁동 220 충남대학교 기계공학과 로켓실험실

액체로켓 엔진은 크게 인젝터와 연소실 그리고 노즐로 이루어져 있으며, 이 중 액체로켓 엔진의 성능과 안정성에 가장 밀접한 관계를 가지는 것이 인젝터이다. 인젝터의 주요 기능은 적

절한 추진제의 유량을 유지 시켜주는 것이며, 또한 연소실내에서 산화제와 연료의 국부적 혼합률과 미립화의 정도를 결정하는 역할을 한다. 주로 많이 사용되는 인젝터의 종류로는 충돌형(Impinging Type)과 비 충돌형(Non-impinging Type)이 있다. 충돌형 인젝터는 추진제를 서로 직접 충돌시켜 연소에 적절하게 미립화 및 혼합을 이루는 형태이고, 비 충돌형 인젝터는 추진제를 직접 충돌시키지 않고 다른 방법을 이용해서 미립화 및 혼합을 이루는 형태이다^[1].

비 충돌형 인젝터 중 Swirl형은 노즐 출구에 형성된 Corn형의 액체 면에 의해 연소실에서 생성되는 높은 Heat Flux로부터 인젝터 면을 보호하며 화염이 보다 안정된다. 따라서 Swirl 인젝터를 사용한 액체로켓 엔진은 연소 안정성과 효율이 높으며, 또한 실험결과에 의하면 광범위한 범위에서 추진제 조절이 안정되게 적용된다고 알려져 있다^[2]. 이에 본 연구에서는 비 충돌형 인젝터 중 Swirl형 인젝터에 관심을 갖고 추진제 각각에 Swirler를 가지고 있는 이중 Swirl 인젝터를 이용하여 비연소 실험과 연소실험을 수행하였다.

이중 Swirl 인젝터는 주로 액체/액체 추진제를 이용하는 엔진에서 사용되며 인젝터 면의 보호를 위해 산화제를 안쪽에 연료를 바깥쪽에 배치한다. 바깥쪽 인젝터 오리피스 끝단에 대한 안쪽 인젝터 오리피스 끝단이 내부로 들어간 길이를 Recess라고 하며 비연소 실험과 연소실험을 통하여 안쪽 오리피스 길이의 바깥쪽 오리피스 길이에 대한 상대적 변화에 인젝터의 성능이 어떻게 변화하는지 실험적으로 규명하였다.

2. 본 론

2.1 연구내용

2.1.1 Swirl 인젝터의 특징

swirl 인젝터는 유체가 접선방향의 구멍을 통해 주입되어 인젝터 내부에서 접선방향 속도와 축방향 속도를 모두 갖고 내부를 흐르다가 노즐

에서는 이 속도 성분비에 의해 결정된 분산각에 따라 흐르게 된다. 계산된 분산각은 swirl 인젝터 내부 유동이론을 통해 구할 수 있으나 이는 하나의 swirl injector인 경우에만 해당된다. 그러나 이중 Swirl 인젝터에서는 두 유체가 분무되는 것이므로 분무된 두 유체는 서로 간섭을 주고 특히 recess가 있는 경우 두 유체가 바깥쪽 인젝터 오리피스 내부에서 만나게 되므로 더 복잡하다. 그러므로 recess 길이는 와류 유동에 영향을 미쳐 분산각과 혼합특성, 미립화에 지대한 영향을 미친다. 그러나, recess 길이가 분산각 해석에는 포함되지 않기 때문에 recess 길이에 따라 분산각이 어떻게 변하는지 알 수 없다.

그리고, 안쪽 인젝터 오리피스 길이가 바깥쪽 인젝터 면보다 긴 경우 두 유동간의 간섭현상에 의해 각 분산각의 변화를 예측할 수 없다.

따라서 안쪽 오리피스 길이가 바깥쪽 오리피스 길이에 대한 상대적 변화가 분산각에 미치는 영향을 실험적으로 규명하여야 하여야 한다.

2.1.2 Swirl 인젝터의 설계

이중 Swirl 인젝터는 산화제와 연료 오리피스 각각을 설계하여야 한다. 연료(산화제) 오리피스가 바깥쪽에 위치하도록 하여 연료(산화제) 오리피스 노즐 크기를 먼저 설계하고 이에 맞는 산화제(연료) 오리피스를 설계한다.

두 인젝터의 크기는 서로 독립적이지 못하기 때문에 처음에는 적절한 크기를 가정하여 계산하고 가공이 문제가 되지 않는 범위에서 반복 계산을 통해 최종 크기를 결정한다. 본 연구에서는 그림 2-1에서 보듯 접선방향 주입구(Tangential Hole)의 개수는 연료, 산화제 모두 일반적으로 많이 사용하는 4개를 선정하였다.

이중 Swirl 인젝터의 오리피스 설계 시 중요한 변수중의 하나는 실제 질량 유동율과 이론 질량 유동율의 비를 나타내는 유량계수이다. 여기서 실제 유량과 이론 유량의 차이가 발생하는 이유는 압력 강하량 ΔP , 연소실 압력 P_c , 연소실 온도, 추진제 특성, 인젝터 형상에 따른 에너지 손실 때문이며 이 유량 계수는 다음식

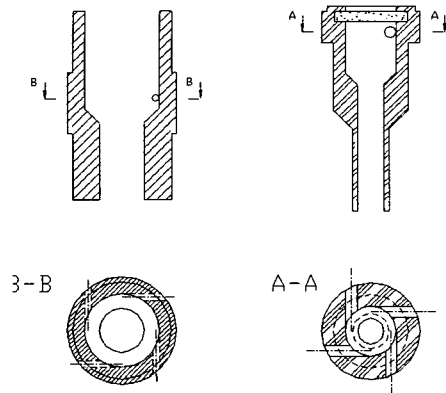


Fig.1 Fuel & Oxidizer Swirl Chamber,
B-B : Fuel, A-A : Oxidizer

과 같이 표현된다.^{[1],[3]}

$$C_d = \frac{\text{Experimental mass flow rate} (\dot{m}_{exp})}{\text{Theoretical mass flow rate} (\dot{m}_{theo})}$$

이론 유량은 질량 보존식과 베르누이 방정식에 의해 유도되며 결과적으로 유량 계수 C_d 값은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$C_d = \frac{\dot{m}_{exp}}{A\sqrt{2\rho\Delta P}}$$

2.1.3 인젝터의 혼합효율^{[3],[4]}

혼합효율을 나타내는 가장 의미 있는 관계식은 JPL의 Jack Rupe가 제안한 Em 이다. 이것은 이론적인 혼합비에 관계없이 전체 혼합비에 대한 각 샘플의 혼합비 분포를 표현하는 식이다. 이 식은 전체 샘플의 혼합오차의 질량 함으로 전체의 혼합비에 대해서 각 샘플의 혼합비가 얼마만큼의 편차가 있는가의 합으로 나타낸다. 이 값은 0%에서 100%범위에 있으며 100%라는 것은 모든 샘플의 혼합비가 같다는 것을 의미하고 0%라는 것은 모든 샘플이 하나의 유체만을 포함하고 있다는 것을 의미한다. 이 변수는 성능 표현식에 비해서 혼합불균일성의 관점에서 더

민감하다.

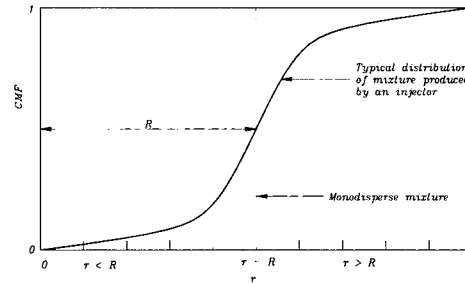


Fig.2 Cumulative Mass Fraction vs. radius

혼합비율은 그림 2-2에서처럼 $r=R$ 이 되는 Monodisperse mixture를 갖는 선을 기준으로 주입된 혼합비에 대한 채집된 모의 추진제의 누적질량분의 이탈값, 즉 좌우측명의 $r < R$ 값, $r > R$ 값의 CMF(Cumulative Mass Fraction)이 이탈값으로 다음 식에 의해 구할 수 있다.

$$Dev = \frac{\int_0^{MF_{r=R}} (R-r)dMF}{\int_0^R dr} + \frac{\int_{MF_{r=R}}^1 (R-r)dMF}{\int_1^R dr}$$

위 식을 근거로 Rupe의 혼합효율 Em 은 다음과 같이 정의된다.

$$Em = 1 - Dev$$

$$Em = 1 - \frac{\int_0^{MF_{r=R}} (R-r)dMF}{\int_0^R dr} - \frac{\int_{MF_{r=R}}^1 (R-r)dMF}{\int_1^R dr}$$

윗 식에 대한 이산화한 식은 다음과 같다.

$$Em = 1 - \sum_{i=0}^n \frac{MF_i(R-r_i)}{R} - \sum_{i=0}^n \frac{MF_i(R-r_i)}{R-1}$$

2.1.4 인젝터의 성능 평가^{[1],[5]}

인젝터의 설계과정에서 얻어진 결과물을 이용 수치해석 과정을 통해 설계된 인젝터의 혼합형상과 성능을 미리 예측해 볼 수 있으며, 인젝터의 설계는 실험에 의해서 얻어진 결과에 의해서 개선될 수 있다. 이러한 평가방법에는 비연소실험과 연소실험으로 나눌 수 있다.

비연소 실험은 설계 인젝터에 대해서 연소 없이 미립화, 분산각, 질량분포, 혼합비 분포 등을 살펴봄으로써 인젝터의 성능을 알아보는 실험이다. 비연소 실험으로 인젝터의 성능을 평가하는 가장 대표적인 방법으로는 혼합효율과 혼합특성 속도 효율을 들 수 있는데 본 연구에서는 혼합 효율을 이용하여 성능 평가를 하였다.

연소실험은 직접 연소를 수행함으로써 인젝터의 성능을 알아보는 것이다. 액체로켓엔진을 평가하는데 있어서 일반적으로 특성속도 C^* 효율을 이용한다.

$$C^* \text{ Efficiency}(\%) = \frac{\text{Experimental } C^* (C^*_{exp})}{\text{Theoretical } C^* (C^*_{theo})}$$

C^* 의 이론값은 연소가스의 물성치를 이용하여 계산될 수 있고, C^* 의 실험값은 노즐 목 면적과 연소실험을 통하여 계측된 연소실 정체압력, 추력, 산화제와 연료 질유량을 사용하여 측정할 수 있다.

2.2 실험 장치 및 실험방법

본 연구에 사용한 인젝터는 연소압 300psi, 추력 500lbf로 7개의 인젝터가 장착된 실험액체로켓의 기초연구로서 제작되었다. 인젝터 설계 요구조건은 표 2-1과 같고 인젝터에서의 압력 강하량은 일반적으로 swirl 인젝터에 적용하는 연소압의 50%를 적용하였다.

인젝터 설계시 추력, 연소실 압력, 노즐 출구 압력, 추진제 종류 등의 설계 요구조건으로부터 연소범용 프로그램을 이용하여 최적의 특성속도를 갖는 혼합비를 구하고 이를 통해 공급유량을 결정하였다.

Table 1. Requirements Of The Injector Design

Thrust	71 lbf
P_{ch}	300 psia
P_e	14.7 psia
ΔP	147 psia
Propellants	LOX
	Kerosene
O/F	2.385

설계 요구조건으로부터 일련의 과정을 거쳐 표 2-2와 같은 설계 변수들을 구하였다.

Table 2. Calculated parameters of injector element

Orifice	Mix. Ratio (g/g)	q_1 (mm)	D (mm)	D_2 (mm)	d (mm)	n	R (mm)	K	Cl	ϵ	D_m (mm)	δ (mm)	α (grad)
O	725	25	35	49	11	4	1.93	1.95	0.228	0.034	1.75	0.020	85
F	285	43		72	0.64	4	3.28	17.22	0.030	0.067	3.92	0.030	1285

Recess 길이는 그림 2-2와 같이 3mm, 2mm, 0mm와 산화제 노즐을 연료 노즐보다 상대적으로 2mm 나오게 설계된 네 종류의 인젝터를 그림 2-3과 같은 수치해석 과정을 거쳐 제작하였다.

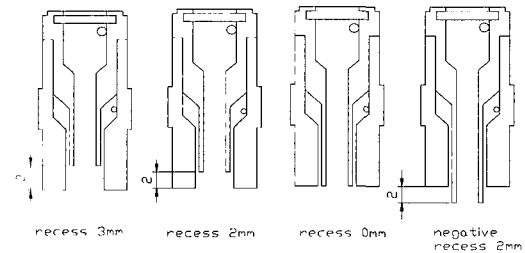
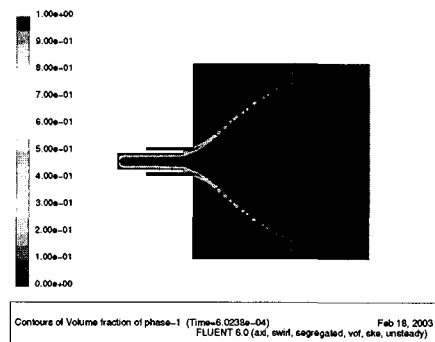
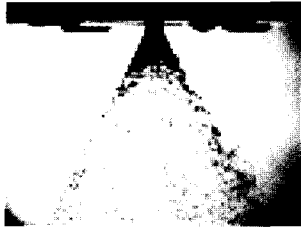


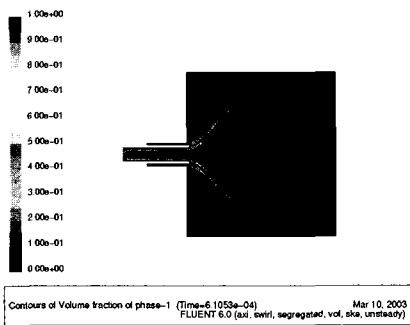
Fig.2 Injectors With Different Recess Length



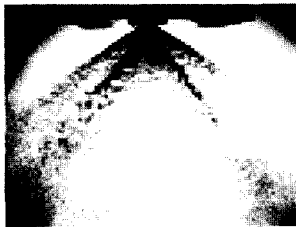
Recess Length 3mm



ox. : 6.8kgf/cm² (r=3) fuel : 11.8kgf/cm²



Recess Length -2mm



ox. :8.3kgf/cm² (r=-2) fuel :3.3kgf/cm²

Fig.3 CFD with Different Recess Length

비연소 실험을 위한 실험장치는 그림 2-4와 같다. 모의 추진제는 물과 Kerosene을 이용하였으며 모의 추진제를 40bar까지 견딜 수 있는 고압탱크에 진공펌프를 사용하여 주입한 후 고압의 가스 질소를 사용하여 인젝터에 공급하였다.

추진제가 분무되면서 탱크 내부의 압력이 떨어지는 것을 방지하기 위해 가스 질소 통에 레귤레이터를 장착하여 1차압이 연료는 34bar 산화제는 25bar까지 되도록 가압하고, 인젝터 전단에 needle valve를 장착하여 압력을 제어하였다. 압력 센서는 needle valve와 인젝터 사이에 설치하였다. sensotec사의 압력센서를 사용하여 이 신호를 컴퓨터로 받아 압력 단위로 환산하였다.

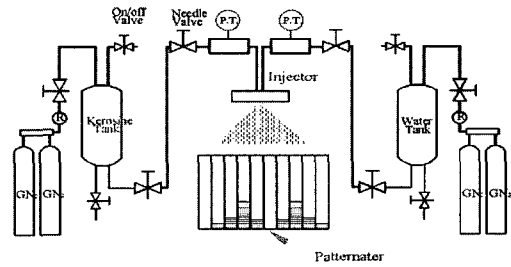


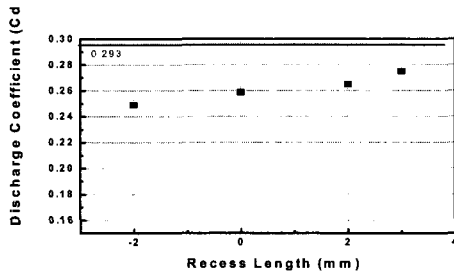
Fig.4 Schematic diagram of simulant feed system

연소실험은 단열재로 Graphite (CX-2114)를 장착한 Chamber와 Nozzle에 Recess길이에 따라 인젝터를 바꾸어 가며 실험을 하였다. 추진제의 유량을 인젝터 설계 혼합비인 2.385로 맞추고 연소실험을 실시하여 이때 측정된 데이터를 이용해 각각의 C*를 구하고 이를 비교하여 Recess 길이에 따른 인젝터의 성능을 평가하였다. 또한 Recess 길이가 2인 인젝터를 이용하여 혼합비에 변화를 주어 혼합비 변화(1.4, 1.7, 1.9, 2.3, 2.8)에 따른 인젝터의 성능을 확인하였다.

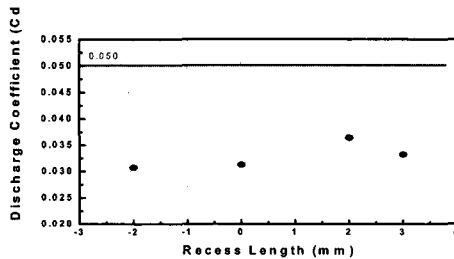
2.3 실험 결과

2.3.1 비연소 실험결과

유량 계수는 압력 강하량의 증가에 따라 증가하였지만, 10bar 이상에서는 유량계수가 일정하게 유지되었다. 이렇게 일정해진 유량계수는 그림 2-5와 같으며, 네 가지 인젝터 모두 설계 유량계수가 산화제, 연료 각각 0.29, 0.05이지만 실제 실험 결과는 이보다 작았다.



〈Oxidizer Part〉



〈Fuel Part〉

Fig.5 Discharge Coefficients With Different Recess Length

이는 설계 값은 비점성 유동 이론에 의한 것이었으나, 실험 유체는 점성이 있으며, 인젝터 가공상 조도 및 오차에 의한 것으로 사료된다.

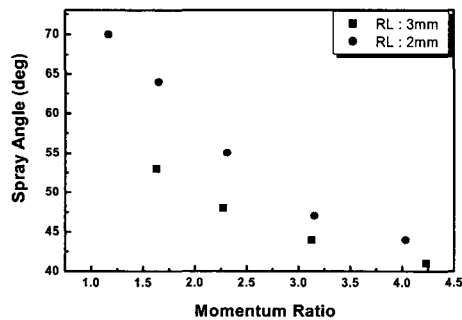


Fig.6 Spray angle w.r.t momentum ratio

분산각 측정 결과 Recess가 없는 경우는 설계 값과 유사한 값을 보였으나 Recess있는 경우 두 추진제의 유동은 내부에서 혼합되므로 분산각은 각각의 분산각보다 감소하며 그림 2-6과 같이 운동량비가 커질수록 분산각이 작아졌다.

운동량비를 고정시키고 총유동량만을 변화시킬 경우에는 총유동량이 증가할수록 분산각이 증가하는 경향을 보였다. 즉 분산각은 두 유동의 상대적인 속도나 유량 뿐만 아니라 전체적인 양에 의해서도 영향 받음을 알 수 있다.

혼합효율의 경우 표 2-3에서 볼 수 있듯이 Recess 길이가 3인 인젝터의 혼합효율이 가장 좋았고 2, 0, -2의 순서로 혼합효율을 확인 할 수 있었다. 이러한 결과는 수치해석 과정에서도 예측된 결과로 Recess 길이가 있는 경우(3mm, 2mm)는 바깥쪽 오리피스 끝단에서 두 추진제가 충돌과 예혼합과정을 거치면서 혼합효율이 상대적으로 높았으나, Recess 길이가 0mm, -2mm의 경우에는 두 유체가 서로 혼합되지 않고 분무되어 혼합효율이 매우 낮게 나타났다.

Table 3. Efficiency of Mixing (Water / Kerosene)

Recess Length	O/F Ratio	Efficiency of Mixing
3	2.43	84.1
2	2.20	76.8
0	2.42	12.9
-2	2.14	6.4

이를 통해 연소실험에서 Recess 길이 3mm인 인젝터가 가장 좋은 성능을 갖음을 확인하였다.

2.3.2 연소실험결과

Recess 길이 변화에 따른 연소실험 결과는 그림 2-7, 2-8과 같다. 그림에서 보이는 바와 같이 동일한 혼합비와 유량에서 Recess 길이 3mm인 인젝터를 사용한 엔진에서 다른 Recess 길이를 갖는 인젝터보다 높은 챔버압과 C*효율을 얻을 수 있었다. 그리고 비연소 실험에서 혼합효율이 매우 낮았던 Recess 길이 0mm와 Recess 길이 -2mm의 인젝터를 사용한 엔진은 정상적인 연소조차 어려웠으며 특히 초기 점화에서 실패하는 횟수가 많았다.

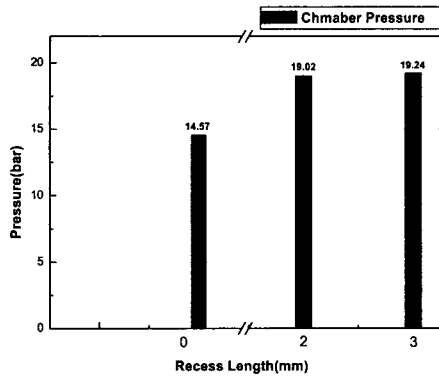


Fig.7 Chamber Pressure

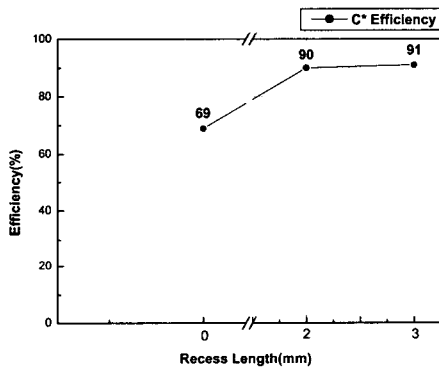


Fig.8 C* Efficiency

Recess 길이 2mm인 인젝터의 혼합비 변화에 따른 연소실험결과와는 그림 2-9, 표 2-4과 같다.

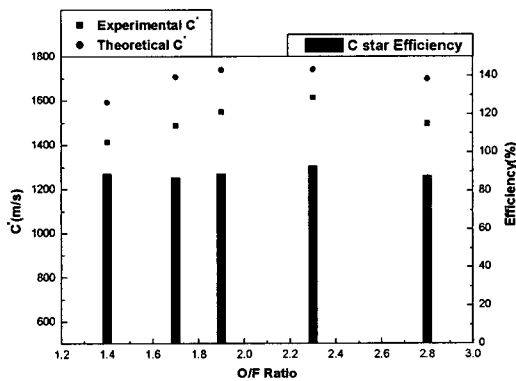


Fig.9 C* Values and C* Efficiency

Table 4. C* Values and C* Efficiency with Variable O/F Ratio

O/F Ratio	Experimental C* (m/s)	Theoretical C* (m/s)	C* Efficiency (%)
1.4	1413.7	1593.5	89
1.7	1488.4	1708.4	87
1.9	1548.7	1740.1	89
2.3	1614.0	1741.9	93
2.8	1496.9	1699.9	88

위의 연소실험 결과를 보면 혼합비의 변화에 대해 C* 효율이 비교적 넓은 구간에서 안정적으로 변화하고 있음을 볼 수 있다. 즉 Swirl 인젝터의 특징 중 하나인 넓은 작동운영범위를 확인할 수 있었다.

3. 결론

이중 Swirl 인젝터의 Recess 길이에 따른 인젝터의 성능을 수치해석 및 비연소 실험을 수행하여 성능을 예측하고 연소실험을 통해 이를 확인하였다.

설계된 이중 Swirl 인젝터의 기본적인 분무형상과 혼합정도를 수치해석 과정을 통해 확인할 수 있었고, 비연소 실험을 통해 얻은 혼합 효율로 인젝터의 성능 예측하고, 실제 연소 실험을 통해 이를 확인할 수 있었다.

또한 연소 실험 결과에서 Recess 길이가 이중 스윙 분사기의 성능에 주요한 변수임을 확인할 수 있었다.

향후 좀더 다양한 Recess 길이를 갖는 인젝터를 제작하여 보다 많은 양의 데이터를 확보한다면, 비연소실험을 통해 얻을 수 있는 각 성능 지표들과 실제 연소실험 결과값과의 상관관계를 정량적으로 파악할 수 있을 것이라 생각된다.

참고문헌

1. D. K. Huzel and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", AIAA, 1992
2. Vladimir G. Bazarov, "Hydraulics of Swirl

Propellant Injectors", 9th Annual Conference of propulsion Engineering Research, 1997

3. M. Barrere, A. Jaumotte, B. Veubeke, J. Vandekerckhove, " Rocket Propulsion", Elsevier, 1960

4. David T. Harrje, "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability", NASA SP-194, 1972.

5. 홍 용식, "우주 추진 공학", 청문각, 1994.

6. Guerin Gwenael, "Orbital Manuvering System SWIRL INJECTOR", Pennsylvania State University, 1998

7. N. K. Rizk and A. H. Lefebvre, "Prediction of velocity coefficient and spray cone angle for simplex swirl atomizers", ICLASS-85

8. "Liquid rocket engine injectors", NAS SP-8089, 1976