

다중요소 Dual Swirl 인젝터에 관한 실험적 연구

Experimental Investigation for Multi-Element Dual Swirl Coaxial Injector

신희철* **이석진*** **박희호**** **김선진*****
 Shin, Hun-Cheol Lee, Seock-Chin Park, Hee-Ho Kim, Sun-Jin

ABSTRACT

The basic data obtained in this research for single element performance were directly applied to the design of injector head(7 elements). Designed performance of the 7-element Swirl Coaxial injector was 245kg; sea level thrust with 20bar combustion chamber pressure. Numerical analysis were performed to obtain the change of spray pattern for the design of injector head, and we confirmed the feasibility and application of those results. Hot tests were performed for the multi-element injector to compare with the performance of the single element injector and those can be applied to the design of scaled liquid rocket engine. The basic data obtained in this research can be directly applied to the real liquid rocket injector design.

초 록

단일요소 분사기(35kgf급)의 성능시험을 통해서 입증된 recess 2mm의 축소 모사된 로켓엔진(지상추력 250kgf 급 다중요소 스윙 동축형 분사기)을 설계, 해석, 제작, 시험하고, 이를 통하여 주요한 설계변수에 대한 검증과정을 수행하였다. 단일요소 및 다중요소 인젝터의 분무현상을 수치 해석적으로 모사하여 중첩에 의한 분무의 변화를 해석적으로 고찰하고 적용성 및 타당성을 확인하였다. 그리고 다중요소 분사기에 대한 연소성능시험을 통하여 엔진의 정상 연소성능을 평가하고 이를 단일요소 인젝터의 연소성능과 비교하여, 대형 로켓개발에 앞서 필요한 각 축소모델에 대한 특정 스케일에서의 다중요소 인젝터에 의한 연소성능을 평가하고 설계 자료를 확보, 합리적인 분사기 설계 변수자료를 확립하였다.

주요기술용어(주제어) : Multi-Element Swirl Coaxial Injector(다중요소 스윙동축형 분사기), Combustion Performance (연소 성능)

1. 머리말

액체로켓 연소실에서와 같이 고온고압의 극한 환경

조건에서 최적의 기능 및 성능을 보이는 분사기를 설계하기 위해서는 무엇보다도 관련 주요 설계인자의 정확한 이해 및 그에 따른 최적화가 필수적이다. 이런 목적으로 연소기 개발 초기 단계에서는 여러 가지 설계인자를 고려한 상태에서 분사기 설계가 진행되며, 실제 설계를 검증하기 위한 개발 시험이 준비된다. 초기 설계안에서 도출된 다양한 종류의 분사기를 각각 적용한 실험용 엔진을 제작하여 시험을 수행하기 위해서는 많은 수의 엔진 제작 및 시험 수행 등

† 2005년 10월 12일 접수~2006년 11월 6일 게재승인

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남대학교 기계공학과

*** 청양대학 소방안전관리과

주저자 이메일 : shinhc82@hanmail.net

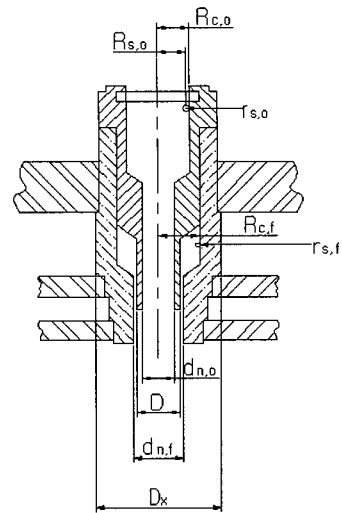
으로 부담하기 힘든 경제적인 비용 및 기간이 소요된다. 따라서 설계검증을 위해 필수불가결인 실제 실험 자료를 도출하기 위해서는 실물크기 개발엔진의 숫자 및 시험 횟수를 최소화하는 것이 경제적인 개발의 목표라 할 수 있다. 위와 같은 경제적인 이유뿐만 아니라 여러 형상의 분사기를 적용한 기본 연소시험을 통해서 축적된 결과로 보다 나은 엔진 연소기 설계를 위해 모델(subscale)단위의 연소기 적용 연소시험이 구상되며, 실제로 엔진개발 단계에 있어서 매우 효과적으로 적용되어 왔다.

본 연구에서는 단일요소 분사기(35kgf급)의 성능시험을 통해서 입증된 recess 2mm의 축소 모사된 로켓엔진(지상추력 250kgf급 다중요소 스윙 동축형 분사기)을 설계, 해석, 제작, 시험하고, 이를 통하여 주요한 설계변수에 대한 검증과정을 수행하였다. 그리고 다중요소 분사기에 대한 연소성능시험을 통하여 엔진의 정상 연소성능을 평가하고 이를 단일요소 인젝터의 연소성능과 비교하여, 대형 로켓개발에 앞서 필요한 각 축소모델에 대한 특정 스케일에서의 다중요소 인젝터에 의한 연소성능을 평가하고 설계 자료를 확보, 합리적인 분사기 설계 변수자료를 확립하였다.

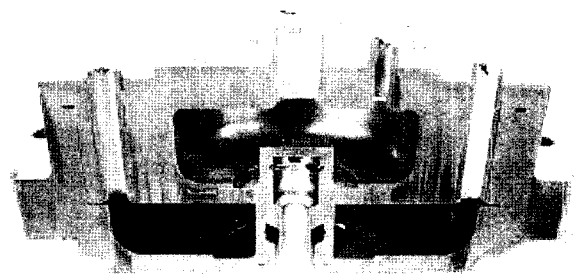
2. 본 론

가. 분사기

본 연구에서 설계하고자하는 분사기는 이중 스윙형이므로 산화제와 연료 각각을 설계하여야 한다. 연료가 바깥쪽에 있으므로 연료용 스윙 분사기를 먼저 설계하고 이에 적합하도록 산화제용 스윙 분사기를 설계하였다. 두 스윙 분사기의 크기는 서로 독립적이지 못하기 때문에 처음에는 적절한 크기를 가정하여 계산하고 가공이 문제가 되지 않는 범위에서 반복 계산을 통해 최종 크기를 결정한다. 그림 1에서 보는 바와 같이 접선방향 주입구(tangential hole)의 개수는 연료, 산화제 모두 일반적으로 많이 사용하는 4개를 선정하였다. 설계형상과 제작된 분사기 절단면은 각각 그림 1, 2와 같고, 설계 절차에 의한 설계 값을 표 1에 나타내었다.



[그림 1] Schematic of swirl-coaxial injector



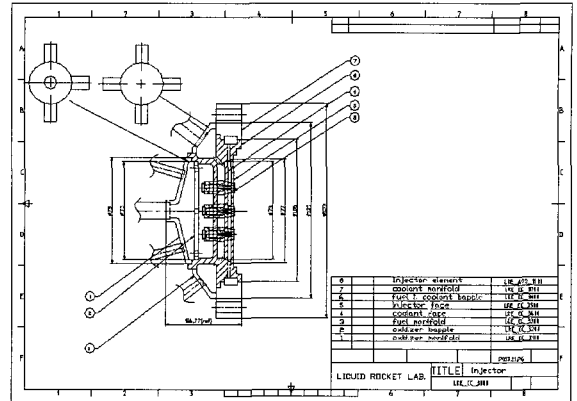
[그림 2] Single element injector head

[표 1] Design specification of swirl-coaxial injector

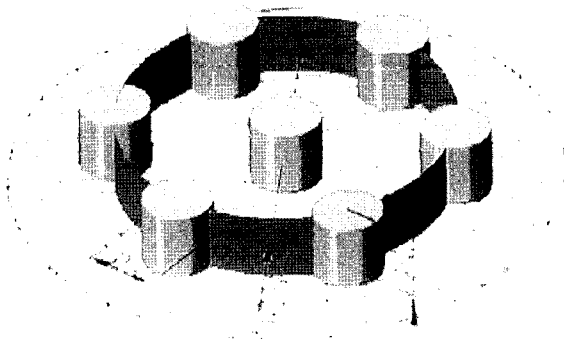
	OXIDIZER	FUEL
\dot{m} (g/s)	70.5	29.5
d_n (mm) 오리피스 직경	2.5	4.3
Cd	0.293	0.050
hole no.	4	4
α (grad)	85	131
d_s (mm) 홀 직경	1.1	0.65
ΔP (kgf/cm ²)	10.8	10.1

[표 2] Nominal operating conditions for multi-element injector

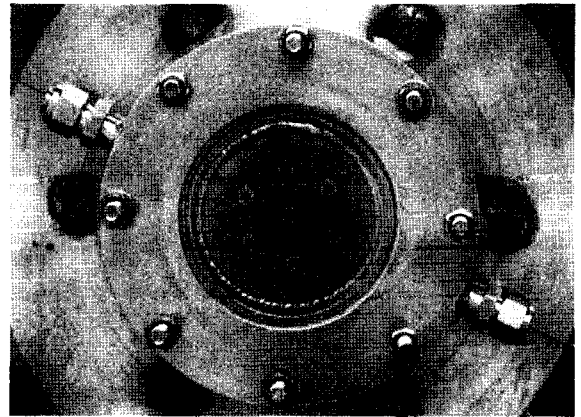
No	Parameter	Value
1	Mixture Rate	2.385
2	Propellant combination	Liquid oxygen Kerosene
3	Chamber pressure	20bar
4	Propellant total flow rate	0.7kg/s
5	Combustion chamber operation time	5s
6	Oxidizer temperature at the chamber inlet	92K
7	Fuel temperature at the chamber inlet	300K



[그림 4] Schematic of injector head



[그림 3] Schematic of injector head



[그림 5] Injector head

있도록 추진제 매니폴드 각각에 지름 2mm 구멍을 제작하여 압력 변환기를 설치할 수 있도록 하였다.

표 2와 그림 3은 단일요소 분사기의 설계값을 토대로 다중요소 분사기 엔진 설계를 위한 기본 사양과 분사기 배치 모습을 나타낸 것이다. 추력 245kgf, 연소실 압력 20bar이며, 추진제는 케로신과 액체산소가 사용되었다.

그림 4, 5는 스윙 동축형 인젝터 헤드의 설계도와 제작물을 나타낸 것으로 연료는 반경방향으로 설치된 12개의 구멍을 통하여 균일하게 연료 매니폴드로 들어가도록 하였고, 산화제의 경우는, 축 방향으로 설치된 12개의 구멍을 통해서 균일하게 들어갈 수 있도록 설계하였다. 그리고 추진제의 공급압력을 측정할 수

나. 연소기

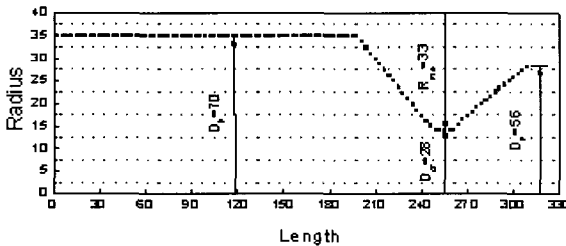
추력실을 설계하기 위해서는 많은 경험적인 요소가 요구되나, 현재 액체추진기관과 관련된 국내의 기술적인 자료가 미흡하므로 본 설계에서는 기본적으로 적용되고 있는 이론식들을 활용하였다.

연소실은 추진제 공급 장치로부터 가압되어 분사된 연료와 산화제가 고온, 고압의 상태에서 미립화, 기화 과정을 거쳐 연소된 가스를 팽창노즐로 공급, 추력을 발생하도록 하는 액체로켓엔진의 주요 구성품으로, 본 연구에서는 원통형 연소실을 선정하였다. 노즐은 지상 연소시험을 하는 경우에는 대기압이 변화하지

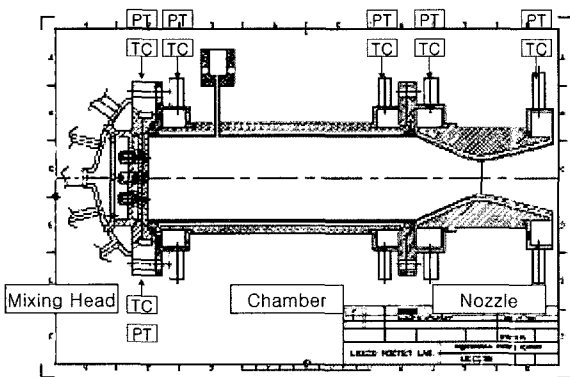
않으므로 노즐의 최적조건인 $P_e = P_{atm}$ 인 관계를 이용하였다.

그림 6은 다중요소 인젝터 로켓엔진 노즐의 수축부를 포함한 연소실의 기하학적 형상을 나타낸 것이며, 그림 7은 설계된 245kgf 엔진의 결합도이다. 엔진 조립의 편리성을 위하여 인젝터, 연소실, 노즐은 플랜지로 체결할 수 있도록 하였고, 모든 연결부에는 연소가스 및 추진제가 새는 것을 방지하기 위해 오링을 이중으로 사용하였다. 점화기는 수직 상방에 위치하도록 하였고, 점화기 측면에 압력 변환기를 설치할 수 있는 구멍을 제작하여 연소압력을 측정할 수 있도록 하였다.

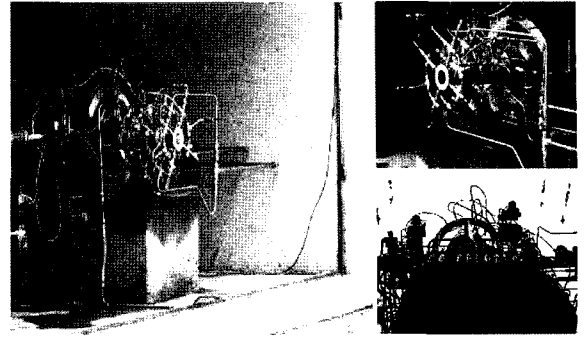
인젝터 면의 안쪽에 위치하고 있는 산화제 포스트로부터 산화제가 분무될 경우, 연료가 분사되기에 앞서 일부의 산화제가 연료 오리피스로 침투될 수 있으며, 이로 인해서 분사기의 파괴를 가져올 수 있으므로 연료 오리피스로의 산화제 침투를 막을 수 있도록 cyclogram을 수정, 연소시험을 수행하였다. 안정된



[그림 6] Theoretical contour of chamber and nozzle(mm)



[그림 7] Schematic of injector head



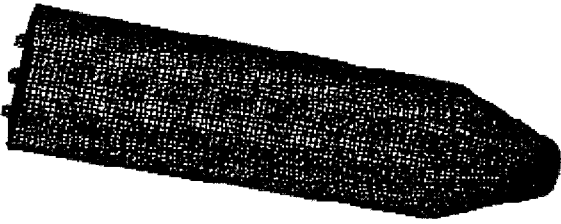
[그림 8] Rocket engine setup

점화와 연소가 이루어질 수 있도록 예비 연소시험을 수행하고, 연소절차에 따라서 엔진의 성능시험을 수행하였으며, 연소 시 과도한 열부하 방지를 위하여 냉각장치를 이용하여 연소실과 노즐 등을 냉각하였다. 그림 8은 조립된 엔진과 센서들이다.

다. 연구방법

1) 전산해석

해석된 분산각^[1]을 근거로 연소실 내부의 분무현상을 해석하였다. 분무현상은 단일요소 인젝터에 의한 분무와 다중요소 인젝터에 의한 분무로 구분하여 수행하였다. 분사기의 분사 조건은 산화제와 연료 분사 압력의 절대값, 상대적인 비, 주위 압력, 산화제와 연료의 물성, 분사기의 형상 등 여러 가지 요인들에 의해 민감하게 변화한다. 이러한 여러 변수에 대한 연소 영향을 현재까지 대부분 실험으로 수행되어져 왔다. 그러나 분사기의 여러 변수들에 의한 영향을 실험에 의해 모두를 파악하기는 너무나 많은 시간적 경제적 어려움이 따른다. 따라서 스윙 동축형 분사기의 여러 운용 변수 및 기하학적 변수에 의한 연소 영향을 파악하기 위하여 범용 열유동 해석 프로그램인 FLUEN-T^[2]를 사용하였으며 $\kappa-\epsilon$ 난류 모델을 적용하여 해석하고 이를 실험결과와 서로 비교하여 해석의 정확성과 적용 가능성을 확인하고 이를 바탕으로 실험으로 실시하기 어려운 사항에 대한 해석을 수행하고, 또한 그 영향을 파악하여 설계 단계에서의 feedback으로 시간과 경제적 손실을 최소화하고 또한 연소효율의 증대와 연소의 안정성 향상을 위한 기초 자료로 사용하고자 수행하였다.



[그림 9] Computational grid system for spray analysis

2) 연소성능 평가

분사기, 추진제, 연소실과 운용조건 등이 로켓엔진의 연소성능에 미치는 영향을 평가할 때에는 식 (2)와 같이 특성속도 효율 η_{C^*} 을 정의하여 사용한다. 식 (2)에서 C_{Exp}^* 는 연소실험을 수행하여 공급된 추진제의 질유량과 연소실 정체압력을 측정하여 계산하고, C_{Theory}^* 는 이론적으로 계산된다^[3]. 한편 연소실 정체압력을 직접 측정할 수 없기 때문에 통상 정압을 측정하여 정체압으로 환산하여 사용하고 있다.

$$C^* = \frac{P_c A_t}{m_o + m_f} \quad (1)$$

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{Exp}^*}{C_{Theory}^*} \quad (2)$$

본 연구에서는 연소성능 평가시 C_{Theory}^* 는 연소시험 시 공급된 유량을 입력 자료로 하여 CEC code를 이용하여 계산을 수행하도록 하여 시간의 절약 및 정확도를 증가시킬 수 있었다. 이러한 결과를 이용하여 연소성능을 평가하였다.

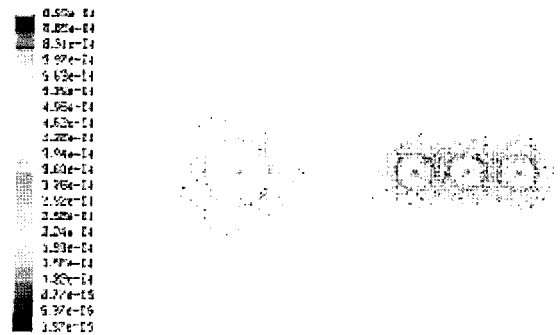
3. 연구 결과

가. 분무 거동 해석

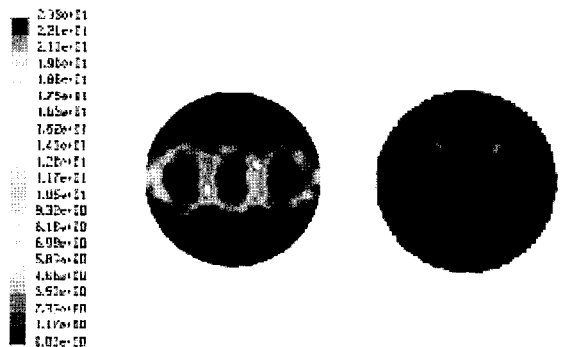
연소실 내부 유동장에서 분무 거동을 해석한 결과

그림 10과 같이 분무거동을 모사할 수 있음을 확인할 수 있었다. 좌측 그림은 단일요소 인젝터의 분무 현상을 모사한 것이며, 우측은 다중요소 인젝터의 분무 현상을 모사한 것이다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 다중요소 인젝터 분무에서 분산각은 단일요소 인젝터 분무에서의 분산각에 비해 상당히 축소되어 분무되는 현상을 확인할 수 있으며, 이는 인젝터 분사 상호 간섭에 의한 영향이라고 사료되며, 여러 개의 인젝터를 사용하는 축소모델 로켓엔진에서 나타날 수 있는 분무거동으로 예측된다.

그림 11은 단일요소 인젝터 분무와 다중요소 인젝터 분무에서 분무된 액적들의 집중도를 나타낸 것이다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 여러 개의 인젝터가 동시에 분무되는 경우 인젝터와 인젝터 가운데 부분에서 분무가 중첩되어 많은 액적들이 집중되어 분포되고 있음을 확인할 수 있고, 또한 분무 형상이



[그림 10] Particle trace

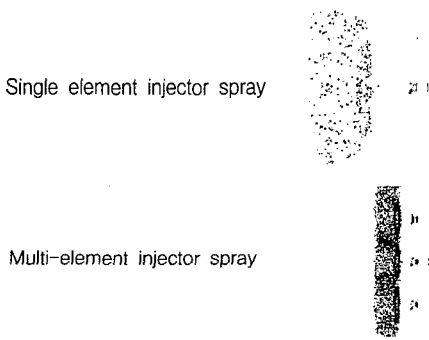


[그림 11] Droplet concentration of Single element injector spray

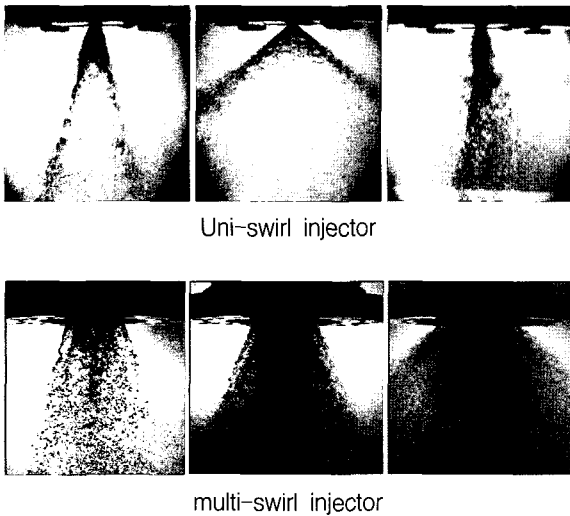
상호간섭에 의해 단일요소 인젝터인 경우의 원형모양에서 사각형의 분무 형상으로 변형되고 있음을 확인할 수 있다. 따라서 여러 개의 인젝터가 분무되는 축소모델 로켓엔진의 경우 연소실 내 분무되는 액적의 분포는 사각형이나 육각형 등의 각진 모습을 갖게 될 것이며, 인젝터 가운데 부분에는 중첩에 의한 액적의 집중현상이 발생할 것이라고 예측할 수 있다.

그림 12는 단일요소 인젝터 분무와 다중요소 인젝터 분무에서 분무된 액적들의 연소실 내부 penetration 거리를 수치 해석하여 나타낸 것이다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 여러 개의 인젝터가 동시에 분무되는 경우 각각의 인젝터 분무 상호간의 간섭 및 충돌로 인하여 분무 침투거리가 다중요소 인젝터에서

단일요소 인젝터 경우보다 짧게 형성되고 있음을 알 수 있다. 이는 비록 상대적인 표현이기는 하지만 연소실 내부에서 분무 거동을 예측할 수 있다. 따라서 다중요소 인젝터를 사용할 경우에는 단일요소에 비하여 상대적으로 연소가 인젝터 표면 쪽에서 형성될 것을 예측할 수 있고, 이는 연소 효율의 증가에 따른 연소실 압력 상승을 예측할 수 있다. 그러나 이런 현상은 인젝터 표면으로 열부하를 가중시키게 되므로 냉각의 필요성을 제기시킨다. 그림 13은 단일 인젝터의 경우, 산화제 10bar, 연료 10bar 가압 시 분무형상, 혼합 분무 형상이며 다중요소 인젝터의 경우 산화제 60bar, 연료 56bar 가압 시 분무 형상, 혼합 분무 형상이다.



[그림 12] Spray distance



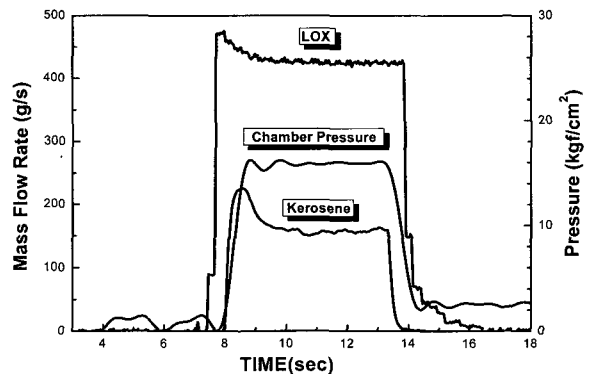
[그림 13] Spray patterns

나. 연소 실험 결과

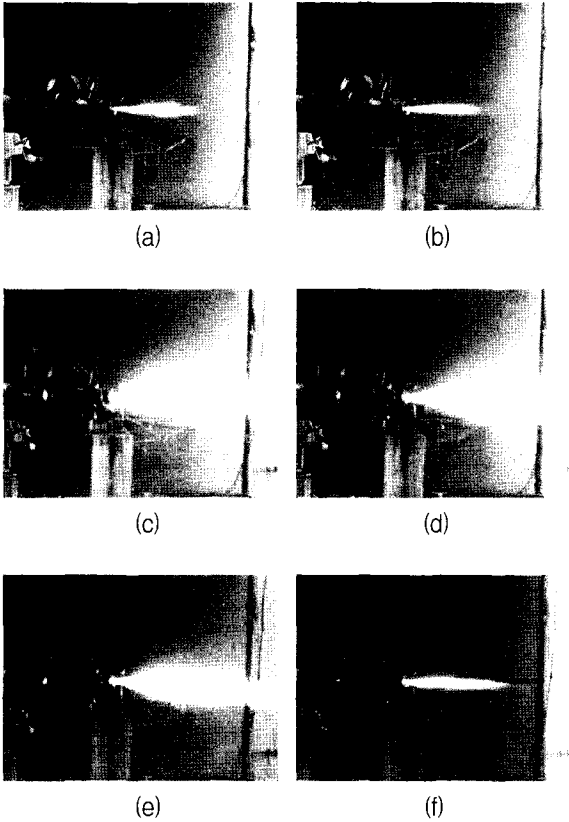
다중요소 인젝터에 대한 연소성능시험을 통하여 엔진의 정상 연소성능을 평가하고 이를 단일요소 인젝터의 연소성능과 비교하여, 대형 로켓개발에 앞서 필요한 각 축소모델에 대한 특정 스케일에서의 다중요소 인젝터에 의한 연소성능을 예측하고 평가하기 위한 방법을 개발하고 설계 자료를 확보하고자 연소시험을 수행하였다. 다중요소 인젝터는 단일요소 인젝터를 적용한 로켓 엔진 연소성능시험을 통해 입증된 Recess 2mm의 245kgf급 엔진을 제작, 연소시험을 수행하였다. 연소시험 결과는 그림 14, 그림 15와 같다.

1) 연소성능

실험 자료는 연소구간에서 안정 상태에 도달한 값



[그림 14] Test result of hot firing test



[그림 15] Images of combustion

중 약 2초 정도의 압력을 평균하여 정상연소 성능해석을 위한 자료로 사용하였다. 표 3은 단일요소와 다중요소 인젝터를 적용한 축소모델 로켓 엔진의 연소 성능을 나타내기 위한 특성속도 효율(O/F ratio=1.8)을 이론치와 비교하여 나타낸 것으로, 상당히 높은 특성속도 효율을 보이고 있음을 알 수 있다.

위의 결과에서 알 수 있듯이 단일요소 인젝터 경우

[표 3] Test result of multi-element hot firing test

Element	O/F ratio	C _{theory} (ft/s)	C _{Exp.} (ft/s)	C _{Exp} Efficiency
multi	1.8	5757	5382.8	92.5%
single	1.7	5604.9	4883.2	87.1%
single	1.9	5708.9	5081.0	89.0%

최대 특성속도 효율이 대략 90%인 것과 비교하여 다중요소 인젝터를 사용한 축소모델 로켓엔진에서 상당히 높은 특성속도 효율을 보이고 있으며, 이는 비연소 성능시험에서 예측한 최대 특성속도 효율 93.5%에 근접한 결과를 나타내고 있다. 이는 다중요소 인젝터를 사용함으로써 인젝터 분무간의 상호 충돌 및 중첩의 영향으로 추진제의 미립화와 혼합을 향상시킨 결과라고 사료된다. 또한 이론 혼합비(=2.385)를 벗어난 구간에서 높은 특성속도 효율을 갖는 것으로 판단하건데 혼합비 변화에 따라 크게 변하지 않으며 넓은 범위의 작동영역에서 안정하게 사용할 수 있을 것으로 사료된다.

4. 맺음말

본 연구는 액체로켓 엔진에 적용되는 이중 스월 동축형 분사기의 축소형인 다중요소 분사기에 대한 연소 성능에 끼치는 영향을 수치해석 및 실험적으로 평가, 규명한 것으로서, 다음과 같은 결과를 얻었다.

가. 다중요소 분사기를 사용할 경우에는 단일요소에 비하여 상대적으로 연소가 인젝터 표면 쪽에서 형성될 것을 예측할 수 있고, 이는 연소 효율의 증가에 따른 연소실 압력 상승을 예측할 수 있다.

나. 다중요소 분사기(이중 스월 동축형)의 연소 시 화염이 분사기 먼 가까운 위치에서 형성되기 때문에 분사기 면을 보호할 수 있는 냉각장치가 필수적이다.

다. 다중요소 분사기는 인젝터 분무간의 상호 충돌 및 중첩의 영향으로 추진제의 미립화와 혼합을 향상시켜 연소성능을 증가시킨다.

본 연구에서 단일요소 및 다중요소 인젝터의 분무 현상을 수치 해석적으로 모사하여 중첩에 의한 분무의 변화를 해석적으로 고찰하였고, 축소형 모델을 활용하여 엔진성능에 관한 기본적인 검증을 수행할 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] 정해승, 김선진, “Dual Swirl 인젝터의 분산각에 관한 해석적 연구”, 한국군사과학기술학회지 Vol. 6, No. 4, pp.132~144, 2003.
- [2] FLUENT user's manual, version 6.0.
- [3] 김태한, 조남춘, 금영탁, “이중 스윙 분사기의 Recess 길이에 따른 성능 평가”, 한국추진공학회지, Vol. 7, No. 2, pp.62~69, 2003.
- [4] G. P. Sutton, “Rocket Propulsion Elements”, 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., 1992.
- [5] N. K. Rizk and A. H. Lefebvre, “Prediction of velocity coefficient and spray cone angle for simplex swirl atomizers”, ICLASS-85.
- [6] Anon, “Liquid Rocket Engine Injectors”, NASA SP 8089, 1976.
- [7] Hirt, C. W. and Nichols, B. D., “Volume of Fluid Method for the Dynamics of Free Boundaries”, Journal of Computational Physics, Vol. 39, pp.201~225, 1981.
- [8] 홍용식, “우주추진공학”, 청문각, 1994.