

연료 인젝터 스월 챔버 유무에 따른 단일 인젝터 페이스 냉각 특성 연구

전준수* · 신희철* · 양재준* · 고영성** · 김유** · 김지훈*** · 정해승****

An Experimental Study on Cooling Characteristics for Uni-element Injector Face according to the Swirl Chamber in Fuel Injector

Junsu Jeon* · Huncheol Shin* · Jaejun Yang* · Youngsung Ko** · Yoo Kim** · Jihoon Kim*** · Haeseung Chung****

ABSTRACT

We made two injectors that were equal to all design except for existence or nonexistence of swirl chamber of fuel part, because we want to find cooling characteristics at the injector face according to existence or non existence of swirl chamber of fuel part. And we set regenerative cooling channel in injector face for protecting injector face for prolonged combustion time. Two injectors were performed hot firing test, and then we compared cooling characteristics of two injectors. Also we compared O/F ratio effects on cooling characteristics and combustion characteristics.

초 록

동축 스월 인젝터 중에서 연료 인젝터의 스월 챔버 유무에 따른 인젝터 페이스의 냉각 특성을 알아 보기 위해서 연료의 스월 챔버의 유무 조건만 다르고 모든 설계 조건이 같은 두 개의 인젝터를 만들었 으며, 장시간 연소가 가능하도록 물을 이용한 재생 냉각 채널을 인젝터 페이스에 설치하였다. 두 개의 인젝터를 이용하여 연소 실험을 수행한 후 인젝터 페이스의 냉각 특성을 비교하였고, O/F ratio 2.0일 때와 O/F ratio 1.7일 때의 연소 특성 및 인젝터 페이스의 냉각 특성을 살펴보았다.

Key Words : Injector Face(분사기 면), Coaxial Swirl Injector(동축 스월 인젝터), Swirl Chamber(와 류실), Regenerative Cooling(재생냉각)

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남대학교

*** 한국항공우주연구원 추진체팀

**** 국방과학연구소

연락처, E-mail : ysko5@cnu.ac.kr

1. 서 론

본 연구는 기존에 개발된 동축 스월 단일 인젝터를 이용하여 장시간 연소가 가능하도록 인

젝터 페이스에 재생냉각 채널을 두어 물을 이용하여 냉각을 하고 물의 온도 변화를 이용하여 냉각 특성을 연구하고 열전달량을 예측하는 것이 주요 목적이다. 동축 스윙 인젝터의 경우 일반적으로 스윙 챔버를 두어 미립화를 향상시키고 고른 분사특성을 가지도록 한다[1]. 본 실험실에서는 선행 연구로서 산화제 쪽에만 스윙 챔버를 장착한 인젝터로 장시간 연소 실험을 성공한 경험이 있다[2]. 그 경험을 바탕으로 산화제와 연료 쪽 모두 스윙 챔버를 장착한 인젝터를 새롭게 제작하여 단계적인 연소실험을 수행하였고 그에 따른 인젝터 페이스의 냉각 특성을 연구하고, 기존의 산화제 쪽만 스윙 챔버를 가진 인젝터와 비교 분석하였다. 또한 O/F ratio를 2.0에서 1.7로 변경 하여 단계적으로 실험하여 O/F ratio 변화에 따른 인젝터 페이스의 냉각 특성도 함께 연구하였다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 실험 장치

본 연구에서 사용된 인젝터는 Fig. 1의 (a)와 같이 연료쪽에 스윙 챔버가 들어가지 않은 형태와[2], Fig. 1(b)와 같이 연료쪽에 스윙 챔버가 설치된 형상으로 구분된다. Figure 1(a)처럼 연료쪽에 스윙 챔버가 들어가지 않은 인젝터는 편의상 mixed type, 연료쪽에 스윙 챔버가 있는 인젝터는 closed type 이라고 하였다[3].

본 연구에서는 단일 인젝터 엔진의 장시간 연소가 가능하도록 인젝터 페이스에 Fig. 2와 같이

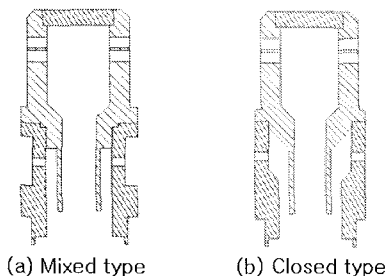


Fig. 1 Injector type

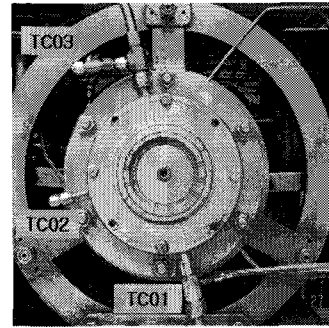


Fig. 2 Regenerative cooling channel at Injector face

냉각 채널이 들어간 인젝터 페이스를 설계하였으며, 냉각수 입구(TC01 - K type)와 출구(TC03 - K type), 매니폴드(TC02 - T type)에 온도센서를 이용하여 냉각수 입출구 온도를 측정하였다.

나머지 연소 실험 장치들은 기존에서 사용하던 챔버와 노즐을 이용하여 연소실험을 수행하였다[2].

2.2 실험 방법

연소 실험 장치는 추진제 저장 및 공급장치, 냉각제 공급장치, 연소 실험대, 연소 제어부, 데이터 수집 및 처리 장치로 구성되어있다. Figure 3은 실험 장치도를 나타낸 것이다.

제작한 인젝터 두 개를 각각 장착한 후 액체 산소와 케로신을 이용하여 연소실험을 수행하였다. Figure 4는 연소 실험대에 인젝터와 챔버 노즐을 장착한 사진이다.

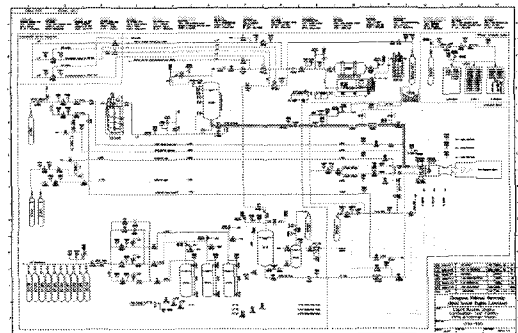


Fig. 3 Schematic diagram of experimental apparatus

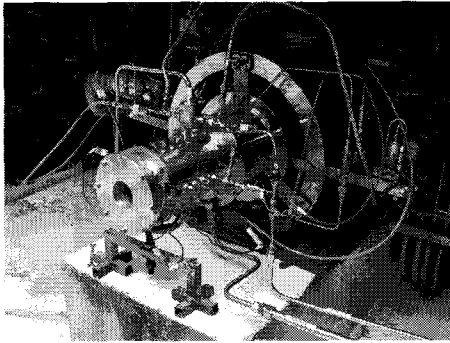


Fig. 4 Installed liquid rocket for hot test

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 연소 실험 결과

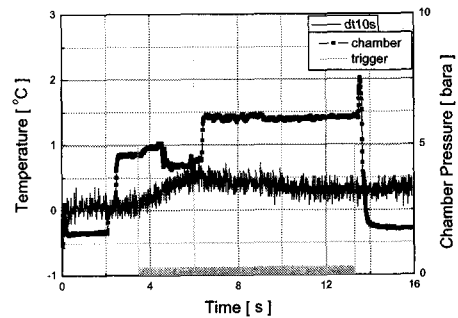
본 연구에서는 기존의 인젝터에서 형태가 바뀐 새로운 인젝터로 장시간 연소 실험을 해야 하기 때문에, 먼저 안전을 고려하여 수류시험부터 시작하여 점화시험 및 점차로 연소시간을 늘려가면서 실험을 수행하였으며, 안정적인 점화와 설계 유량이 정상적으로 공급되는 것을 확인하였다. 또한, 기존의 인젝터에서는 O/F ratio가 2.0으로 고정된 반면에, 새로운 형태의 인젝터에서는 O/F ratio가 2.0은 물론 O/F ratio를 1.7로 바꾸어 단계적인 연소 실험을 수행하였다. 이 결과 O/F ratio의 변화로 인하여, 화염이 인젝터 페이스 쪽으로 당겨져 왔음을 확인할 수 있었다. 결론적으로 새롭게 제작된 closed type 형태의 인젝터도 장시간 연소가 가능함을 알 수 있었고, O/F ratio 1.7에서도 장시간 연소가 가능함을 확인하였다. Table 1은 그간에 수행된 연소 실험 결과를 정리한 것이다.

3.2 Mixed & Closed type 인젝터 페이스 열전달 특성

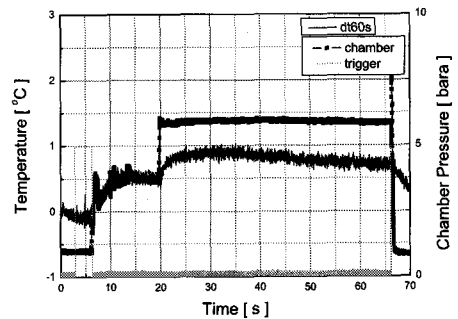
Mixed type과 closed type의 인젝터로 수행된 연소 실험에서 냉각수 온도 변화와 연소실 압력 변화를 Fig. 5에 각각 나타내었다. 두 경우 모두 챔버압이 형성되고 나서 냉각수의 입·출구 온도차(ΔT)가 거의 정상상태에 도달함을 알 수 있다. 또한, 냉각수의 입·출구 온도차를 가지고 냉각수

Table 1. Results of hot test

Injector type	Test [s]	LOx [g/s]	Kerosene [g/s]	Chamber pressure[bara]	O/F ratio
Mixed	3	202	99	4.71	2.0
	10	210	100	5.98	2.1
	30	209	100	5.88	2.1
	60	204	101	5.40	2.0
Closed	3	198	102	3.61	1.9
	10	195	99	5.83	2.0
	30	195	102	6.02	1.9
	60	198	100	5.96	1.9
	120	198	99	6.02	2.0
	3	182	110	2.47	1.7
	15	185	109	4.56	1.7
	120	185	110	5.92	1.7
	120	191	111	5.80	1.7
	200	185	110	5.96	1.7



(a) Mixed type



(b) Closed type

Fig. 5 Coolants temperature and chamber pressure

가 받은 열전달량을 구하여 총 열전달량을 정하고, 러시아 상용식[4]을 이용하여 인젝터 페이스의 복사 열전달량을 구한 후 총 열전달량에서 빼주면 대류에 의한 열전달량을 계산할 수 있다

[2]. 이와 같이 계산된 결과를 Table 2에 나타내었다. 냉각수의 열전달량은 연소가 이루어지고 안정화가 된 상태에서의 값으로 계산을 하였고, mixed type의 경우는 10초와 60초, closed type은 10초와 30초를 각각 선정하여 비교하였다.

3.3 O/F ratio 2.0 & 1.7 인젝터 페이스 열전달 특성

O/F ratio 2.0과 1.7로 각각 연소 실험을 수행한 결과냉각수의 온도 변화와 그에 따른 열전달량은 Table 3과 같았다. O/F ratio 2.0의 경우는 10초와 30초, O/F ratio 1.7의 경우는 15초와 200초의 데이터를 각각 선정하여 비교하였다. O/F ratio에 변화에 따른 연소 가스의 온도 차를 알아보기 위해서 상용 프로그램인 CEA code로 해석해본 결과, O/F ratio 1.7인 경우 연소 가스의 온도는 O/F ratio 2.0에서의 연소가스 온도 보다 10% 정도 감소하는 것을 알 수 있었다.

Table 2. Comparisons of heat flux between mixed and closed type

Injector type	Test [s]	m_dot [kg/s]	dT [°C]	q_dot [w/mm ²]	q_r [w/mm ²]	q_conv [w/mm ²]
Mixed	10	0.568	3.50	1.61	1.11	0.50
	60	0.568	3.45	1.59	1.07	0.52
Closed	10	0.599	2.93	1.42	1.02	0.40
	30	0.573	3.06	1.42	0.99	0.43

Table 3. Comparisons of O/F ratio 2.0 & 1.7 Heat flux

O/F ratio	Test [s]	m_dot [kg/s]	dT [°C]	q_dot [w/mm ²]	q_r [w/mm ²]	q_conv [w/mm ²]
2.0	10	0.599	2.93	1.42	1.02	0.40
	30	0.573	3.06	1.42	0.99	0.43
1.7	15	0.553	2.98	1.33	0.44	0.89
	200	0.568	3.01	1.38	0.43	0.95

4. 결 론

Closed type의 경우 mixed type의 경우에 비해 인젝터 페이스로의 약 14% 열전달 감소 효과를 보였다. 이것은 수류 시험 결과 mixed type의 인젝터 특성상 연료의 분사과정에서 연료가 4군데에서 집중 분포 되는 현상이 발견되었고, 그로인해 hot spot이 생겨 복사 열전달량이 증가하여 열전달량이 증가한 것으로 사료된다.

O/F ratio 1.7의 경우 2.0에 비해 연소가스의 온도가 약 10%가 감소했기 때문에 그에 따른 복사 열전달량도 감소했을 것이다. 그러나 전체 열전달량의 차이는 O/F ratio 1.7의 경우 2.0에 비해 약 4%의 감소 밖에 보이지를 않았다. 참고문헌[4]에 따르면 연소시 혼합비의 증가에 따라 분산각은 작아지는데, 이에 따라 O/F ratio의 감소로 추진제의 분산각이 커져 화염면이 인젝터 페이스 쪽으로 앞 당겨와 복사 열전달량이 줄어든 만큼 대류 열전달량이 늘어났기 때문에 전체 열전달량이 많은 차이를 보이지 않는 것이다.

참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel, David H. Huang " Modern Engineering for Design of Liquid - propellant Rocket Engines", AIAA Publ., Vol.147, Prog. in Astronautics & Aeronautics, Washington DC, 1992
2. 신훈철 외 6인, "장시간 연소에 따른 단일 인젝터 분사기면 냉각 특성연구", 한국 추진 공학회 추계학술대회, 2006
3. 서성현 외 6인, "다종의 동축 스월형 단일 분사기 연소특성에 관한 실험적 연구", 한국추진공학회지, 제8권 2호, 2004, pp. 85-94
4. Васильев А.П., Кудрявцев В.М. Кузнецов В.А. и др. "Основы теории и расчет а жидкостных двигателей." М.Высшая школа, 1967