

# 원통형 멀티포트 그레이인에 스월 인젝터를 적용한 하이브리드 로켓의 연소 특성 연구

문근환\* · 오지성\* · 조정태\*\* · 이정표\* · 문희장\*\*\* · 성홍계\*\*\* · 김진곤\*\*\*

## A Study on Combustion Characteristic of the Cylindrical Multi-port Grain for Hybrid Rocket using Swirl Injector

Keunhwan Moon\* · Jisung Oh\* · Jungtae Cho\*\* · Jungpyo Lee\* · Heejang Moon\*\*\* · Honggye Sung\*\*\* · Jinkon Kim\*\*\*

### ABSTRACT

In this paper, a study for hybrid rocket combustion with cylindrical multi-port grain and swirl injector was performed to take advantage of regression rate. Change of the regression rate in the multi-port grain the placement of a swirl Injector experiments were performed. The results of multi-port grain using swirl injector were showed that the regression rate was increased compare with the shower head type injector.

### 초 록

본 연구는 하이브리드 로켓 연소에서 원통형 멀티 포트 그레이인과 스월 인젝터 적용 시 각각 후퇴율 증가의 장점을 취합하고자 수행하였으며, 연료 포트 수와 스월 인젝터의 배치에 따른 후퇴율 변화에 대한 실험을 수행 하였다. 실험 결과 멀티 포트 그레이인에 샤워 헤드 형태의 인젝터를 적용한 것 보다 스월 인젝터를 적용한 경우의 후퇴율이 증가되는 것을 확인 할 수 있었다.

Key Words: Multi-ort grain(멀티 포트 그레이인), Swirl Injector(스월 인젝터), Regression Rate(후퇴율), Shower Head Type Injector(샤워 헤드 형태 인젝터)

### 1. 서 론

하이브리드 로켓은 경제성과 안전성 면에서 다른 로켓 시스템에 비해 많은 장점을 가진 추

진 시스템으로, 최근 실용화를 위한 활발한 연구가 이루어지고 있다. 하이브리드 로켓의 실용화를 위해서 해결해야 할 단점 중 가장 대두되는 것이 낮은 후퇴율(regression rate)이다. 하이브리드 로켓 연소에서 낮은 후퇴율을 개선하기 위해 사용되는 대표적인 방법으로는 멀티 포트(multi-port) 그레이인을 사용하여 연소실 압력 및 연소면적을 늘려 고체연료 기화량을 증가시키는

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* (주) 한화 여수 사업장 개발부

\*\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail: jkkim@kau.ac.kr

방법[2]과 선회류를 발생하는 스월 인젝터(swirl injector)를 사용하여 고체 연료 표면으로의 대류 열전달 및 유동 잔류시간을 증가시키는 방법이 있다.[1] 현재 멀티 포트 그레이인을 적용하는 방법은 하이브리드 로켓 뿐 아니라 고체 로켓 분야에서 활발한 연구를 통해 실용화 단계에 있으며, 스월 인젝터에 대한 연구도 하이브리드 및 액체 로켓 분야에서 활발하게 진행되고 있다. 하지만 두 가지 방법을 동시에 적용하는 연구는 미비한 실정이다.

따라서 본 연구에서는 멀티 포트 그레이인에 스월 인젝터를 적용하여 하이브리드 연소실험을 수행 하였으며, 2 port와 5 port를 가지는 멀티 포트 그레이인의 각 포트에 스월 인젝터를 적용한 실험과 중앙 스월 인젝터, 그리고 샤워 헤드 형태의 인젝터를 적용한 총 3가지 경우에 대한 후퇴율 변화를 비교 분석하였다.

## 2. 실험장치 및 방법

### 2.1 실험장치

멀티포트 그레이인에 스월 인젝터를 적용한 하이브리드 연소 실험장치는 산화제 공급 장치, 점화장치, 데이터 획득 장치 및 연소기의 네 부분

으로 구성된다.[2] 산화제로는 기체산소(GOX), 연료는 HDPE를 사용하였으며 실험 조건은 Table. 1과 같다.

### 2.2 스월 인젝터

본 연구에서 사용한 스월 인젝터의 기하학적 형상은 Fig. 1과 같으며 스월 상수 값 5를 가지는 접선형 스월 인젝터로 설계하였다. 스월 인젝터는 스월러와 인젝터 플레이트(injector plate)로 구성되어 있으며 스월 인젝터의 단점인 구조적 복잡성을 해결하기 위하여 인젝터 플레이트에 탭을 낸 스월러를 체결하는 단순한 구조로 설계·제작하였다.

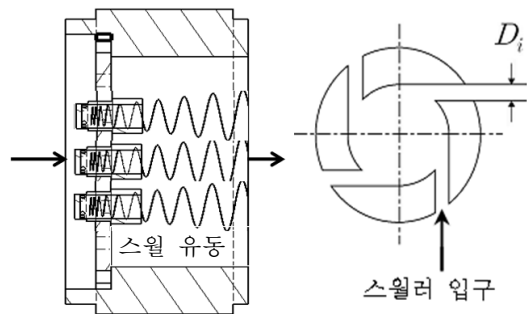


Fig. 1 Schematic of swirl injector and swirler

Table 1. Specification of the combustion test

Oxidizer	Gas Oxygen	
Solid Fuel	PolyEthylene(HDPE)	
Injector type	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Each port swirl</li> <li>- Center port swirl</li> <li>- Shower head</li> </ul>	
Combustion Time	10 sec	
Port Number	2	5
Oxidizer Mass Flow Rate	20~40 g/s	20~60 g/s
Fuel Grain Configuration	Initial Port Diameter(Di)	10 mm
	Outer Diameter(Do)	70 mm
	Total Grain Length(L)	200 mm

스월 상수는 산화제 유동의 선회 강도를 나타내는 변수로서 스월 인젝터의 입·출구 개수와 형상에 따라 결정되며, 이때 스월 상수( $S_g$ )는 Eq. 1과 같이 표현할 수 있다. 이 식에서  $R_e$ 는 스월 인젝터의 출구 반경,  $R_i$ 는 스월 인젝터의 입구 반경,  $n$ 은 스월 인젝터의 입구 개수 이다. [5]

$$S_g = \frac{(R_e - R_i)R_e}{nR_i^2} \quad (1)$$

Figure 2는 실험에 사용된 인젝터 플레이트에 스월러가 체결되어 있는 것으로 port 별로 스월 유동을 줄 수 있도록 되어 있다. 중앙 스월 인젝터는 중앙에 스월러를 체결하고 다른 부분은 스월러와 동일한 크기로 입·출구가 막혀있는 것을

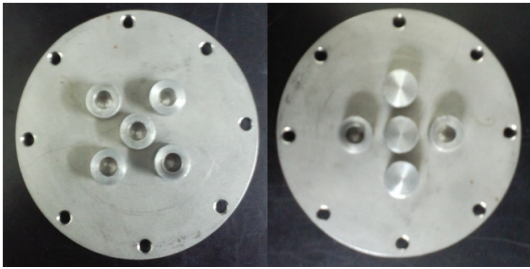


Fig. 2 Swirl injector configuration (L : 5port-Each port swirl injector, R : 2port-Each port swirl injector)

채결하여 사용하였다.

### 3. 실험 결과

Figure 3은 2 port와 5 port 연료의 각 포트에 스윙 인젝터를 배치한 것과 중앙 스윙 인젝터, 그리고 샤워 헤드 형태의 인젝터를 사용한 경우의 후퇴율을 비교한 것이다. 포트 수와 상관없이 각각의 포트에 스윙 인젝터를 적용한 경우의 후퇴율이 중앙 스윙 인젝터를 사용한 경우와 샤워 헤드 형태의 인젝터를 사용한 경우에 비하여 동일 산화제 유속에서 후퇴율이 가장 높게 나타남을 알 수 있다. 스윙 인젝터를 사용할 경우 유동 잔류시간 증가 및 스윙 유동으로 인해 연료 표면에 경계층이 근접하게 되어 화염에서 고체 연료 표면으로의 열전달이 증가하기 때문에 후퇴율이 증가하는 것으로 판단된다.

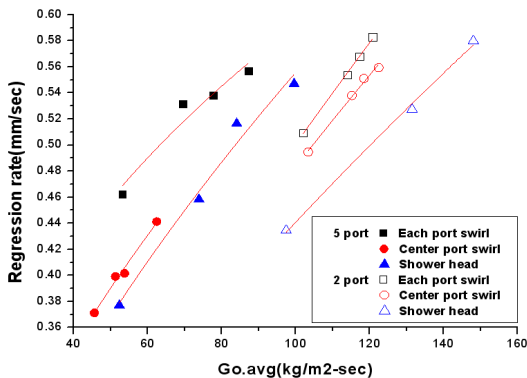


Fig. 3 Oxidizer average mass flux vs regression rate

또한 인젝터 형태에 상관없이 포트 수가 증가함에 따라 동일 산화제 유속에서 후퇴율이 증가함을 볼 수 있고, 이는 연소실 내 압력증가로 인해 복사열전달이 증가하기 때문인 것으로 판단된다.[2]

실험 후 고체 연료 그래인을 보면 스윙 인젝터에서 유입되는 산화제의 큰 운동량과 고온의 연소실 조건으로 인해 연료의 전방부 표면에서 연료가 각이는 현상이 관찰된다. 이러한 End-burning 현상은 화염에서의 열전달이 아닌 산화제 유동의 운동량으로 인해 발생하는 것으로, End-burning 현상을 제외하고 스윙 인젝터 사용으로 인한 포트내의 연소율 차이를 비교하는 것이 필요하다. Fig. 4는 실험후의 고체 연료 전단부에 각 5 mm 씩을 제외한 후 계산된 후퇴율로서, End-burning 현상 배제한 후에도 동일한 산화제유속에서 포트 각각에 스윙 인젝터를 적용한 경우의 후퇴율이 나머지 두 가지 경우에 비하여 높은 후퇴율을 보이고 있음을 볼 수 있다. 따라서 멀티 포트 연료 그래인에서 스윙 인젝터의 사용으로 포트내의 대류 열전달 증가 및 유동 잔류시간 증가로 인해 후퇴율이 증가했다고 볼 수 있다. 또한 중앙 스윙 인젝터의 경우 샤워 헤드 인젝터와 포트에서의 후퇴율 차이가 크지 않은데, 이는 중앙 스윙 인젝터는 End-burning effect로 인한 후퇴율 증가량이 많음을 의미한다.

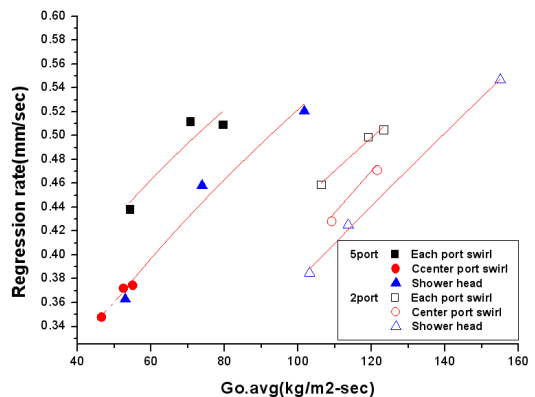


Fig. 4 Oxidizer average mass flux vs regression rate without End-burning effect

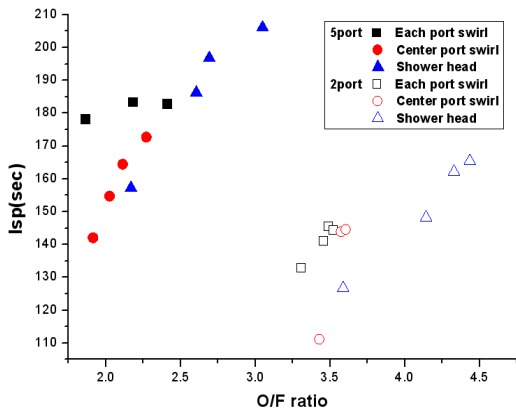


Fig. 5 O/F ratio vs Specific Impulse

Figure 5는 O/F 비에 대한 Isp (specific impulse)를 비교한 것으로서 동일 O/F 비에서 포트 각각에 스윙 인젝터를 적용한 경우가 높은 Isp를 보이고 있다. 멀티 포트에 스윙 인젝터를 적용하면 연소실 내에서 산화제와 연료의 혼합이 더 잘되어 연소효율이 높게 나타나는 것으로 판단된다.

Figure 6 스윙 인젝터를 적용한 선 연구자[1]에 의해 수행된 연구와 본 연구 결과를 비교한 것이다. 선행된 연구의 실험 조건은 single port에 스윙 인젝터를 적용한 것으로서 기하학적 스윙 상수 값은 5이며 본 연구에서 사용된 스윙 인젝터와 동일한 스윙 상수 값을 가지고 있다.

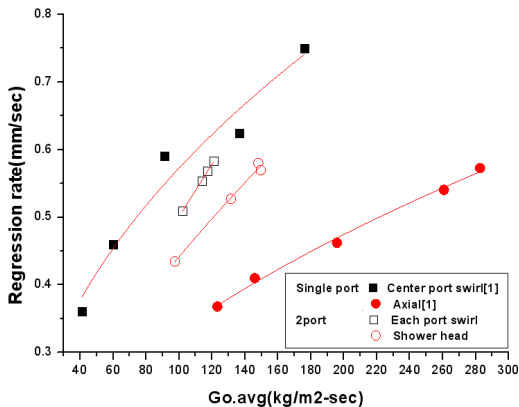


Fig. 6 Oxidizer average mass flux vs regression rate

위의 결과에서 2port에 샤워 헤드 형태의 인젝터를 적용하였을 경우 single-port의 후퇴율을 보다 높은 것을 알 수 있고 이는 동일 산화제 유속에서 포트 수의 증가로 연소실 내 압력으로 인한 후퇴율 상승으로 판단된다.[2] 후퇴율 증가는 스윙 인젝터를 적용한 경우 single-port는 60%, 2port 인 경우 8%정도의 후퇴율 증가를 보이고 있다.

동일한 스윙 상수를 갖는 스윙 인젝터를 사용하였음에도 single-port에 비하여 2port의 후퇴율 증가율이 낮은 원인은 설계한 스윙 인젝터의 리세스의 길이가 선 연구에서 사용된 스윙 인젝터보다 짧고 Pre-chamber의 길이가 길어 상대적으로 작은 강도의 스윙 유동이 발생하였고 스윙 인젝터 간의 거리가 짧기 때문에 분사각을 가진 스윙 유동이 pre-chamber로 분사될 때 상호간의 간섭이 발생하여 포트 내에 강한 스윙 영향을 주지 못한 것으로 판단된다.

추후 포트 내에 강한 스윙 영향을 줄 수 있도록 스윙 인젝터를 재설계하여 실험을 수행할 것이다.

#### 4. 결 론

하이브리드 로켓에서 낮은 후퇴율을 개선하기 위해 멀티 포트 그레이드에 스윙인젝터를 적용하는 실험을 수행하였다. 포트 수와 스윙 인젝터의 배치에 따라 후퇴율이 증가하며 멀티 포트 그레이드에 샤워 헤드 형태의 인젝터를 적용하는 것에 비하여 후퇴율이 증가함을 확인 할 수 있었다.

반면 스윙 인젝터의 형상과 인젝터 사이의 간격으로 인한 유동의 간섭 현상으로 스윙 유동이 약화되어 더 높은 후퇴율 증가율이 나타나지 않은 것으로 판단 할 수 있었다.

추후 포트 내에서 강한 스윙 효과를 발생시킬 수 있도록 스윙 인젝터를 재설계하여 멀티 포트 그레이드에서의 후퇴율 개선에 대한 연구 및 스윙 러 형상에 따른 스윙 강도와 후퇴율 변화에 관한 연구를 수행 할 것이다.

## 후 기

"이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

## 참 고 문 헌

1. 김수중, "스윙인젝션 하이브리드 로켓 엔진의 스윙러와 pre-chamber 변화에 따른 연료 후퇴율에 관한 연구", 한국 항공대학교 석사 학위 논문, 2004
2. 김기훈, " 원통형 멀티 포트 그린인을 적용한 PE/N<sub>2</sub>O 하이브리드 로켓의 연소 특성 연구", 한국 항공대학교 석사 학위 논문, 2010
3. Tamura, T., Yuasa, S. and Yamamoto, K., " Effects of Swirling Oxidizer Flow on Fuel Regression Rate of Hybrid Rockets", AIAA paper 99-2323, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1999
4. Yuasa, S., Yamamoto, K., Hachiya, H., and Kitagawa, K., "Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxizer-Type Engine", AIAA paper 2001-3537, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2001
5. Soojong Kim, Jungpyo Lee, Gihun Kim, Jungtae Cho, Suhyang Park, Heejang Moon, Honggye Sung and Jinkon Kim, " Combustion Characteristics of the Cylindrical Multi-port Grain for Hybrid Rocket Motor", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2 - 5 August 2009, Denver, Colorado, AIAA 2009-5112
6. Gupta, A. K., Liley, D. G. and Syred, N., "Swirl Flows," Abacus Press, New York, 1984, pp. 2~4, pp. 296~315
7. Beer, J. M., and Chigier, N. A., " Combustion Aerodynamics", Applied Science Pub., London, 1972, pp.109.