

스월 인젝션 하이브리드 로켓의 고체연료 국부 후퇴율에 관한 연구

김수종* · 이정표* · 김기훈* · 조정태* · 문희장** · 성홍계** · 김진곤**

A Study on the Local Regression Rate of Solid Fuel in Swirl Injection Hybrid Rocket

Soojong Kim* · Jungpyo Lee* · Gihun Kim* · Jungtae Cho* · Heejang Moon** · Honggye Sung** · Jinkon Kim**

ABSTRACT

The local regression rate behavior of solid fuel in swirl injection hybrid rocket were studied. In generally, axial injection regression rate was tending to be decrease with axial distance, beyond which increased with increasing axial distance from the leading edge. On the other hand, swirl injection regression rate was high at the leading edge of the fuel and comparatively uniform regression rate at the downstream. Overall regression rate of swirl injection was increased about 54% for the overall regression rate of axial injection. Through this study, it was found that using swirl injector was useful in applying to the small sounding rocket.

초 록

스월 인젝션 하이브리드 로켓의 고체연료에서 축 방향 국부 후퇴율 거동을 고찰하였다. 일반적으로 축 인젝션 후퇴율은 연료 그레이н 축 위치가 입구에서 멀어질수록 감소하다가, 다시 증가하는 경향을 보인다. 이에 반해 스월 인젝션 후퇴율은 연료 입구부에서 높고, 하류에서는 비교적 균일한 후퇴율을 보임을 확인하였다. 전체 후퇴율은 스월 인젝션의 경우가 축 인젝션의 경우에 비해 54% 증가하였다. 본 연구를 통해 소형 사운드 로켓에서 스월 인젝터를 사용하는 것이 유용할 수 있음을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Local Regression Rate(국부 후퇴율), Swirl Injector(스월 인젝터), Axial Injector(축 인젝터)

1. 서 론

고체, 액체 로켓의 장점을 취하고 단점을 보완한 하이브리드 로켓은 안전성과 경제성이 높아 실용화를 위한 많은 연구가 이루어지고 있다[1]. 하이브리드 로켓의 실질적인 실용화를 위해서는 해결해야 할 몇 가지 단점이 있는데 그 중 가장

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail: jkkm@kau.ac.kr

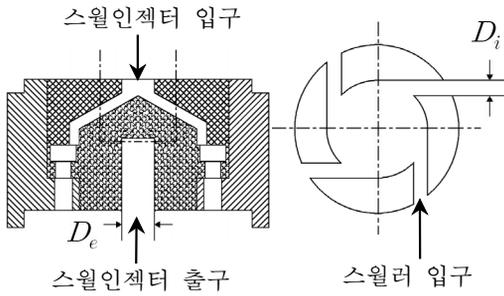


Fig. 2 Swirl injector and swirler configuration

2.2 스윙 인젝터

본 연구에서 사용한 스윙 인젝터의 형상은 Fig. 2와 같으며 기하학적 스윙 상수 값 5를 가지는 접선형 스윙 인젝터로 설계하였다. 기하학적 스윙 상수는 산화제 유동의 선회 강도를 나타내는 변수로서 스윙 인젝터의 입·출구 개수와 형상에 따라 결정된다. 산화제가 스윙러 입구를 통해 균일하게 공급되고 스윙러 출구에서의 산화제 축방향 속도가 균일하다고 한다면 스윙 상수는 Eq. 1과 같이 표현할 수 있다[7]. 이 식에서 R_e 는 스윙 인젝터 출구 반경, R_i 는 스윙러 입구 반경, n 은 스윙러 입구 개수이다.

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

2.3 후퇴율 측정 및 계산

일반적인 전체 후퇴율은 연료 연소량을 측정하고 연료 밀도를 이용해 체적변화량을 계산하여 시공간 평균 후퇴율로 계산한다.

$$\dot{r}_{overall} = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (2)$$

본 연구에서는 국부 후퇴율을 계산하기 위해 길이 10 mm와 20 mm로 자른 연소 전의 연료 조각을 조합해 전체 길이 200 mm의 연료를 구성하는 분할법을 사용하였다. 이렇게 구성한 연료를 이용해 연소 실험을 수행한 뒤 각 시편에 대한 시공간 평균 후퇴율을 계산하여 국부 후퇴율

을 도출하였다. 시편의 구성은 후퇴율 변화가 큰 연료의 양 끝단에는 10 mm 시편을 각 3개 씩, 중간에는 20 mm 시편을 7개 배치하였다. 또 다른 방법인 절삭법은 길이 200 mm의 연료를 분할하지 않고 연소 실험을 수행한 뒤 연소 후 연료를 10 mm씩 절삭하며 무게를 반복 측정하여 시공간 평균 국부 후퇴율을 측정하였다.

3. 실험 결과

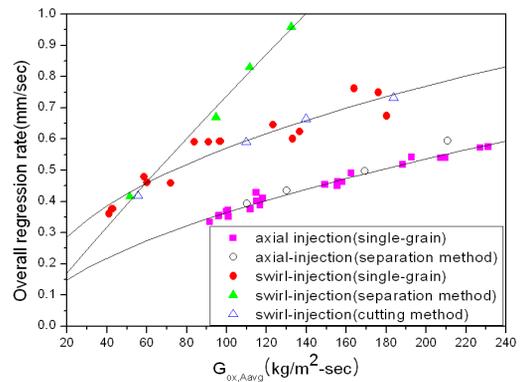


Fig. 3 Oxidizer average mass flux vs overall regression rate

Figure 3은 전체 후퇴율을 비교한 것으로 스윙 인젝션을 사용한 경우 분할법으로 측정된 후퇴율은 단일 그레인을 사용한 후퇴율에 비해 매우 높게 나타남을 알 수 있다. 이는 연소 전에 분할된 연료 시편을 조합하여 실험할 경우 연료가 서로 만나는 경계면에서 포트 정렬이 정확히 되지 않아 포트가 어긋난 경계면에서의 연소율이 급격히 증가함에 따라 나타난 결과로 판단된다. 이러한 경향은 축 인젝션의 경우에는 산화제 유속이 클 경우에 일부 나타났으나 본 연구의 유량 범위에서는 단일 그레인을 사용한 후퇴율과 차이가 없었다. 이러한 문제점 때문에 스윙 인젝션의 경우 분할법으로 측정된 국부 후퇴율은 오차가 클 것으로 사료되어 후처리 방법인 절삭법을 고려하였다. 절삭법은 단일 그레인을 사용하여 연소 실험을 한 후 후퇴율 경향이 크

게 벗어나지 않는 연료를 선택해 10 mm씩 절삭하며 국부 후퇴율을 측정하는 방법이다. 전체적인 후퇴율은 스월 인젝션의 경우가 축 인젝션에 비해 54% 증가하였다.

스월 인젝션의 경우 국부 후퇴율은 입구쪽에서 빠르게 나타났고 나머지 구간에서는 비교적 균일한 후퇴율을 나타냈으며 Fig. 4에 그 결과를 나타내었다. 일반적으로 산화제를 선회 주입할 경우 연료 전방에서는 강한 선회 강도를 보이다 후방으로 갈수록 선회 강도가 약해지는 특성이 있어 연료 후방으로 갈수록 후퇴율이 느려지는 경향을 보일 것으로 예측하였으나 입구 쪽을 제외한 나머지 구간에서는 비교적 후퇴율이 균일하였다. 이러한 결과는 축 인젝션의 경우와 비

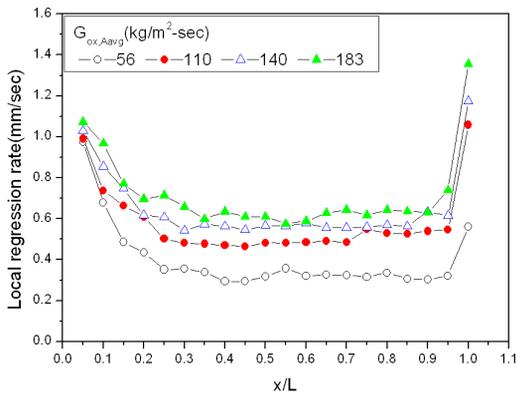


Fig. 4 Local regression rate behavior on the grain axial length

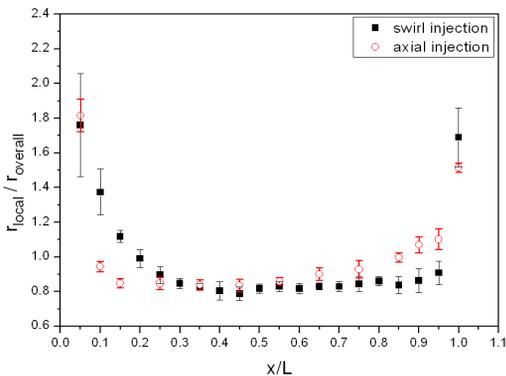


Fig. 5 Comparison of the regression rate ratio on the grain axial length

교하여 원인을 파악할 수 있다. Figure 5의 결과에서도 알 수 있듯이 일반적으로 축 인젝션 하이브리드 연소의 경우 연료의 leading edge로부터 멀어질수록 경계층이 두꺼워져 대류 열유속이 감소하게 되고 그에 따라 후퇴율이 점차 느려지게 된다. 일정 구간을 지나면 연료 전방에서 연소된 추진제가 후방으로 축적되어 추진제 유속을 증가시키고 연료 후방에서 전방보다 빠른 후퇴율을 이끈다[8]. 스월 인젝션의 경우 연료 전방에서는 강한 선회 강도로 후퇴율을 증가시키고 연료 후방에서는 연소 추진제의 축적에 따른 추진제 유속 증가로 후퇴율을 증가시켜 전체적으로 균일하면서도 축 인젝션 방법에 비해 빠른 전체 후퇴율을 보인 것으로 판단된다. 또한 이러한 경향은 산화제 유속의 크기와 관계없이 일정한 비율을 가짐을 확인하였으며 소형 사운드 로켓에 대한 내탄도 설계에 유용한 변수로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

5. 결 론

스월 인젝터를 사용한 하이브리드 로켓의 고체 연료 축 방향 후퇴율의 국부 변화율을 확인하였다. 실험에서는 국부 후퇴율의 측정을 위해 연료를 연소 전 분할하는 방법과 연소 후 절삭하는 간단한 방법을 고려하였으며 절삭법을 통해 계산한 결과의 신뢰도가 높았다. 스월 인젝션의 경우 강한 스월 강도의 영향으로 연료 입구 쪽에서 빠른 후퇴율을 보였고, 출구 쪽으로 갈수록 선회 강도 감소율과 연소된 추진제 유속 증가율이 서로 상쇄되어 비교적 균일한 후퇴율을 나타내었다. 이러한 결과를 통해 소형 사운드 로켓에 적용할 경우 단순한 스월 인젝터를 사용함으로써 큰 후퇴율 증가를 유도할 수 있어 적용 가능성이 매우 높을 것으로 사료된다.

후 기

"이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원

으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임(No. R0A-2007-000-10034-0(2007))."

참 고 문 헌

1. Kuo, K. K., "Importance and Challenges of Hybrid Rocket Propulsion Beyond Year 2000," Invited von Karman Lecture in the Proceedings of the 37th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, February 26-28, 1997, pp. 1-31
2. Dhir, V. K., and Chang, F., " Heat Transfer Enhancement Using Tangential Injection", ASHRAE Transactions, Symposia, Vol. 98, Pt. 2, 1992, pp. 383~390.
3. Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T., and Yamamoto, T., " A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines", AIAA paper 99-2322, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit., 1999.
4. 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.
5. 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.
6. Tsohas, J., Droppers, L., Glenn, E., Dambach, E., and Heister, S. "Progress in Technology Demonstration for a Small Hybrid Launch Vehicle", AIAA-RS5-2007-5004.
7. Beer, J. M., and Chigier, N. A., " Combustion Aerodynamics", Applied Science Pub., London, 1972, pp.109.
8. Chiaverini, M. J., "Regression Rate and Pyrolysis Behavior of HTPB-Based Solid Fuels in a Hybrid Rocket Motor", Pennsylvania State University Ph. D. Thesis.