

하이브리드 로켓에서의 고체연료의 국부 후퇴율에 관한 연구

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

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

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

ABSTRACT

In generally, the regression rate equation was only expressed by function of oxidizer massflux in hybrid propulsion system. This can not represent the local value of regression rate along with oxidizer flow direction. In this study, experimental studies were performed with several pieces of solid fuel. As results, the local regression rate decreases rapidly with axial location near entrance, and increases with axial distance from the leading edge. The empirical formula for local regression rate with function of oxidizer massflux and length was derived.

초 록

일반적으로 하이브리드 추진에서 산화제 질량유속만의 함수로 표현되는 후퇴율 식은 고체연료 길이에 따른 후퇴율 변화를 나타내지 못한다. 따라서 본 연구에서는 분할 연료 그레인을 적용해 쉽게 할 수 있는 연소 실험을 수행했고, 고체연료 길이에 따른 후퇴율의 변화를 고찰하였다. 연료 그레인 상단부에서 하단부로 갈수록 후퇴율은 감소하다가, 다시 증가하는 경향을 나타남을 확인 하였고, 산화제 질량유속과 그레인 길이의 함수로 표현할 수 있는 후퇴율 식을 도출하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(후퇴율), Separation Grain(분할 연료 그레인)

1. 서 론

하이브리드 추진 시스템에서 일반적으로 사용되는 후퇴율 관계식은 산화제 질량유속만의 함수로 표현되어, 고체연료 길이 방향에 따른 후퇴율 변화를 알기가 어렵다. 그러나 고체연료 포트 내부에서의 길이 방향에 대한 연소특성은 학문

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

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

적으로 중요하며, 내탄도 설계에서도 고려되어야 할 사항이다. 고체연료 길이 방향에 대한 후퇴율 변화를 연구하기 위해, 펜실베니아 대학에서는 X-ray 측정 방법 및 초음파 측정 방법으로 고체연료 그레인 내부의 후퇴율을 측정하였다.[1] 그러나 이러한 방법은 고가의 장비로 구성된 복잡한 시스템을 필요로 하고 원통형 그레인의 경우에는 적용하기 어려운 문제점이 있다.

따라서 본 연구에서는 단순하면서 신뢰성 있는 분할 연료 그레인을 적용한 연소 실험을 수행하여, 고체연료 길이 방향에 대한 후퇴율 변화를 연구 하였다.

2. 본 론

2.1 실험장치 및 방법

본 연구에 사용된 하이브리드 연소 실험 장치는 Fig. 1과 같다. 전체 시스템은 점화 시스템, 연소기 시스템, 산화제 공급 시스템, 데이터 획득 및 제어 시스템의 네 부분으로 구성되어 있다.[2]

점화 시스템은 고전압 발생기를 통해 생기는 전류를 스파크 플러그에 전달해 발생하는 열원을 이용해 부탄, 프로판 혼합 가스를 점화하는 방식을 사용하였다. 산화제의 공급 압력은 120

kgf/cm²으로 충전된 상용 가스 실린더 4개를 병렬로 연결하여 충분한 공급압력을 확보하였고 유량을 조절하기 위하여 쇼킹 오리피스를 산화제 공급 배관에 설치하였다. 산화제 공급 배관에는 유량 측정을 위한 유량계와 압력센서를 설치하였다. 실험을 제어하고 데이터를 획득하기 위해 Lab-View 프로그램을 사용하였다.

실험 조건은 Table 1과 같으며, 실험에 사용한 연료의 그레인 형상은 Fig. 2에 나타내었다. 고체연료 상단으로부터 연료조각을 10 mm 4개, 20 mm 8개, 10 mm 5개로 분할하여, 총 고체연료의 길이를 약 250 mm가 되도록 그레인을 구성하였다. 총 17개의 연료조각을 연결해 하나의 연료로 만들기 위해 알루미늄 파이프를 제작한

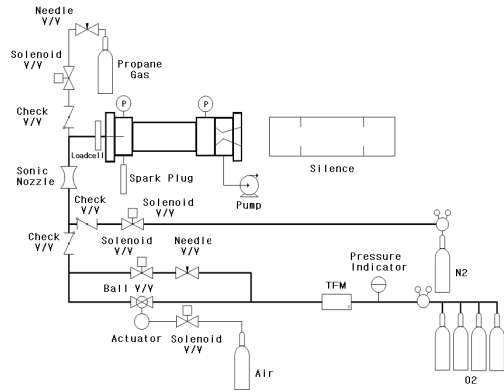


Fig. 1 Schematic of the Hybrid Experimental System

모터 케이스 안에 연료조각을 차례로 삽입하였다. 고체연료 양 끝단부에서 길이에 따라 연소율이 급격하게 변하기 때문에, 고체연료 양 끝단 쪽에서는 연료조각의 길이를 짧게 하여 그레인을 구성하였다.

Table 1 Specification of the Combustion Test

Oxidizer		Gas Oxygen
Solid Fuel		Poly Ethylene(PE)
Solid Fuel Density		951 kg/m ³
Combustion Time		10 sec
Oxidizer Mass Flow Rate		29 ~ 44 g/sec
Fuel Grain Configuration	Initial Port Diameter(Di)	10 mm
	Segment Fuel Number	17 EA
	Total Grain Length(L)	≈ 250 mm



Fig. 2 Segment Solid Fuel Configuration

2.2 실험결과

Figure 3은 각 연료 조각에서의 연소 전·후의 고체연료 무게 차이로 구한 시·공간 평균 후퇴

율을 그레인 길이에 대해 나타낸 것이다.

먼저 산화제 질량유속이 커질수록 후퇴율은 증가함을 확인할 수 있고, 고체연료 그레인 상단부에서 하단부로 갈수록 후퇴율은 점차 감소하다가, 다시 후퇴율이 증가하는 경향을 볼 수 있다.

고체연료 Leading Edge에서부터 길이방향에 따라 경계층은 점차 두꺼워져 속도 및 온도 구배가 작아지게 된다. 이에 따라 화염에서 고체연료로 전달되는 대류 열 유속이 감소하므로 그레인 상단부에서 길이가 증가 할수록 후퇴율은 점차 감소하게 된다. 그러나 그레인 하단부로 갈수록 후퇴율이 다시 증가하는 이유는 연소된 연료가 길이 방향에 따라 점차 축적되고, 결과적으로 추진제 유속이 증가하게 되어 후퇴율은 증가하게 되는 것으로 판단된다.[1]

그레인 양 끝 연료조각에서 후퇴율이 급격히 큰 것은, 상·하단 끝 연료조각의 경우 연료 포트 내에서 뿐만 아니라 양 끝 단면도 화염에 노출되어 있어 더 큰 연소 단면적을 가졌기 때문이다.

Figure 4는 평균 포트면적을 고려한 산화제 질량유속에 따른 후퇴율의 관계를 나타낸 것이다. Single Grain은 조각 내지 않은 연료 그레인을 이용해 실험한 것이고[1], Separation Grain은 Fig. 2와 같이 조각낸 연료 그레인을 이용해 실험한 것이다. 산화제 질량유속 약 180 kg/m²·sec 가지는 Separation Grain의 후퇴율과 Single Grain의 후퇴율에 큰 차이가 없지만, 산화제 질량유속

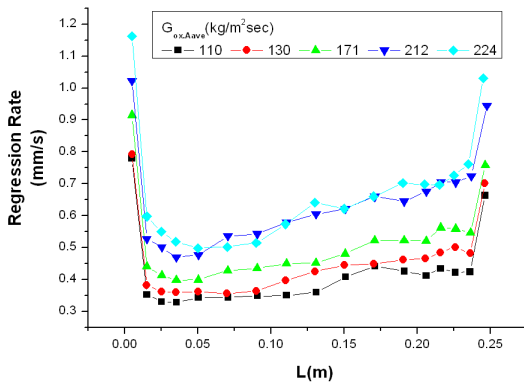


Fig. 3 Regression Rate Behavior on the Grain Length

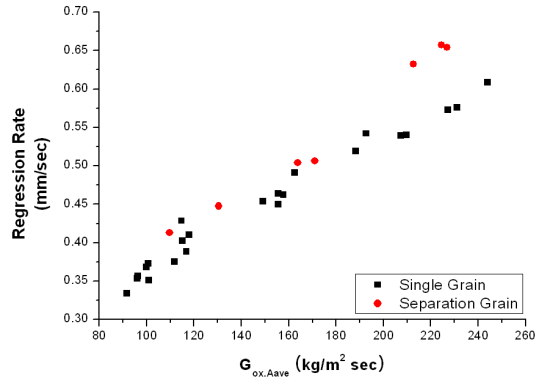


Fig. 4 Regression Rate Behavior on the Oxidizer Average Mass Flux

약 180 kg/m²·sec 이상에서는 두 경우의 후퇴율에 차이가 크게 나타나고 있다.

고 유속에서 Separation Grain의 후퇴율이 Single Grain의 후퇴율보다 커지는 것은 각각의 연료조각 포트의 동심원이 맞지 않는 상태에서 연료가 결합되어 포트 내에서 유동의 모멘텀에 의해 추가적으로 연료가 깎여 나갔기 때문으로 사료된다.

Figure 5는 Single Grain 후퇴율과의 차이가 크지 않는 산화제 질량유속 180 kg/m²·sec 미만의 Separation Grain의 실험결과에서, 길이에 따른 실험 후퇴율 값과 Eq. 1로 표현한 값을 비교한 것이다.

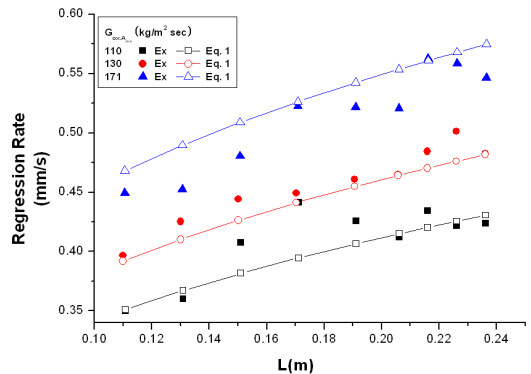


Fig. 5 Comparison for Regression Rate of Experimental Data and Eq. 1

Equation 1은 Marxman et al.이 제시한 난류 경계층 이론식[3]의 형태로, 실험 데이터를 이용해 후퇴율을 산화제 질량유속과 길이에 따른 함수로 표현한 것이다. 일반적으로 내부 유동에서는 L/D 비 10 이상의 영역에서 유동을 완전발달된 흐름으로 취급 하므로[4] L/D 비 10 미만의 범위에 있는 실험 데이터는 난류 경계층 식의 형태인 Eq. 1에서 고려하지 않았다. 실험 데이터와 실험식(Eq. 1)의 평균제곱오차는 약 4 %로 신뢰성 오차 범위 내에서 길이 방향에 따른 하이브리드 추진의 연소특성을 잘 표현하고 있다.

$$\dot{r} = 0.03 G_{ox}^{0.65} L^{0.27} \quad (1)$$

3. 결 론

하이브리드 로켓에서 고체연료 길이 방향에 따른 후퇴율 변화를 알아보기 위해, 단순하면서 신뢰성 있는 분할 연료 그레이인을 적용해 연소 실험을 수행하였다. 고체연료 그레이인 상단부에서 하단부로 갈수록 경계층의 발달로 인한 대류열 전달의 감소로 후퇴율은 점차 감소하다가, 길이 방향에 따라 연료의 연소량이 점차 축적되어 후퇴율이 다시 증가함을 확인할 수 있었고, 산화제 질량유속과 그레이인 길이의 함수로 표현할 수 있는 후퇴율 식을 도출하였다.

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. Martin J. Chiaverini, "Regression Rate and Pyrolysis Behavior of HTPB-Based Solid Fuels in a Hybrid Rocket Motor", Pennsylvania State University Ph.D. thesis,
2. 이정표, "Single-Port Hybrid Rocket Motor의 물질전달 수를 고려한 고체연료 연소율에 관한 연구", 한국항공대 석사학위논문, 2007년 December 1997.
3. Marxman, G. A., Wooldridge, C. E., and Muzzy, R. J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 15, AIAA, New York, 1964, pp. 485 - 522.
4. Frank P. Incropera., and David P. DeWitt., "Fundamentals of Heat and Mass Transfer", John Wiley & Sons, Inc., Fifth Ed.