

산화제 유입조건에 따른 하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상

황영춘* · 이창진**

Enhancement of Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Oxidizer Injection Condition

Youngchun Hwang* · Changjin Lee**

ABSTRACT

In this study the regression rate of hybrid rocket fuel has been investigated by two methods. First method is to use swirl injectors for enhancement of regression rate. And second method is the modification of the helical grain deriving improvement of combustion area and generating swirl flow. Tests have been done with PMMA and gaseous oxygen. In this paper the incline angle of the helical grain was varied to find the optimal condition to obtain the max regression rate for a given operational condition.

초 록

본 연구에서는 하이브리드 모터의 연소율 증진을 위해 두 가지 방법을 사용하여 연구하였다. 첫째로, 산화제 유입 시에 스월 유동을 적용하여 연소율 향상을 이룰 수 있도록 산화제 스월 인젝터를 적용하여 실험하였다. 둘째로 연소 면적 증대와 스월 유동을 유도하기 위하여 나선형의 연료 그레인을 제작하여 연구하였으며 PMMA 고체 연료와 기체 산소가 사용하였다. 이전에 진행되었던 실험 결과를 바탕으로 새로운 실험결과를 분석하고, 각 방법의 문제점을 살펴보고 개선점을 연구하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Regression Rate(연소율), Swirl Injector(스월 인젝터), Helical grain(나사산 그레인)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 낮은 밀도-비추력과 충진율의 단점에도 불구하고 개발 비용 측면에서의 장점과 연소 과정에서 우수한 안정성으로 부각되고 있다. 따라서 대부분의 연구가 연소율과 충진

* 건국대학교 항공우주공학과

** 건국대학교 기계항공공학부

율을 향상시키는데 집중되고 있다[1]. 연소율 증진을 위해서 스윙 유동을 갖는 산화제를 주입(inject)하는 것이다. 스윙 유동은 증공 내에서 연료면과 산화제의 반응 시간을 증대시키며, 이를 통해서 연소율을 증진시킬 수 있다. Yuasa[2-4]는 산화제 주입을 위해 스윙 인젝터를 제작하여, 스윙 강도에 따른 연소율 향상에 대해 실험하였다. 그들의 연구에서 스윙 강도에 따라 최대 200%까지의 평균연소율 증진시켰다. 하지만 연소율의 증진이 연료 증공의 입구 부분에서만 국부적으로 나타난다.

스윙 유동을 이용한 방법을 보완하기 위해서 이전의 실험에서는 연료 그레인 내의 증공에 나사산 형태로 가공하여 연소 면적의 증대와 스윙 유동을 유도하여 연소율 향상을 이루었다. 그러나 나사산 그레인을 이용한 방법은 나사산 피치의 값의 증가에 따라서 연소 면적이 감소하여 최적의 피치값을 찾아내기 어렵다.

본 연구에서는 스윙 인젝터의 수정을 통해서 기존 인젝터에서 문제되는 연료 입구 부분에 집중되는 연소 현상을 해소하고, 나사산 그레인에서의 문제점 보완하기 위한 방법을 모색하였다.

2. 본 론

2.1 하이브리드 실험 장치

본 연구에서 고체 연료는 증공을 갖는 Poly Methyl Meth Acrylate(PMMA), 산화제는 기체 산소(GOx)를 사용하였다. 하이브리드 로켓의 경우 고체 로켓과 달리 연소실 압력의 영향을 크게 받지 않기 때문에 안전성을 고려하여 300 psi로 연소실 압력을 설계하였다. 그레인의 형상은 외경이 50 mm, 내경이 20 mm인 원통형 형상을 사용하였다. Table 1은 실험에 사용된 연료와 실험 조건을 나타내고 있다.

Table 1. Test condition and fuel configuration

고체 연료	PMMA
산화제	GOx
그레인 길이	200 mm
그레인 외경	50 mm
그레인 내경	20 mm
연소실 압력	300 psi

Fig. 1은 전체 실험장치의 구성을 나타낸다. Programming logic controller(PLC)와 솔레노이드 밸브를 이용하여 산화제와 소화 기체인 질소를 제어하였다. 정해진 연소 시간동안 산화제를 공급하기 위해서 솔레노이드 밸브를 사용하였고, Programming Logic Controller(PLC)를 사용하여 각 부분의 솔레노이드 밸브를 제어하였으며, 점화제와 산화제, 소화 기체인 질소 등의 공급과 차단을 위한 조절기능을 순차적으로 진행하였다.

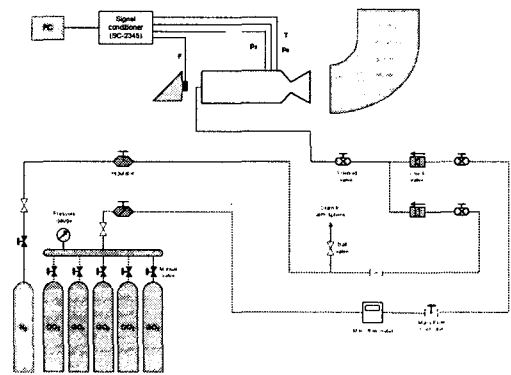


Fig. 1 Schematic of experimental setup

점화를 위해 모델 로켓용 추진제를 사용하였다. 다양한 산화제 유량에서 실험하기 위하여 Sega의 mass flow controller(MFC)를 이용하여 산화제를 10~35 g/s 영역에서 조절하여 사용하였다. 데이터 측정을 위해 Druck의 압력계, PCB의 가속도계, CAS의 로드셀과 열전대를 사용하였고, National Instrument의 DAQ 보드와 LabVIEW 프로그램을 데이터 처리에 사용하였

다. Fig. 2는 테스트 모터의 형태이다[5].

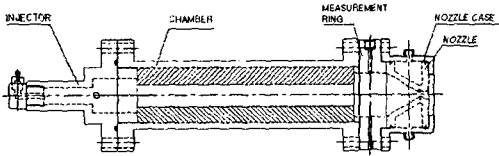


Fig. 2 Configuration of test motor

2.2 기존의 실험 결과 (스윙 인젝터 적용)

스윙 인젝터의 적용 실험은 Fig. 3에서와 같은 형상을 가지고 있다. 스윙 유동에서 회전 크기를 나타내는 무차원화 된 지표는 스윙 넘버이다. 이 실험에 적용된 스윙 넘버는 5 이다.

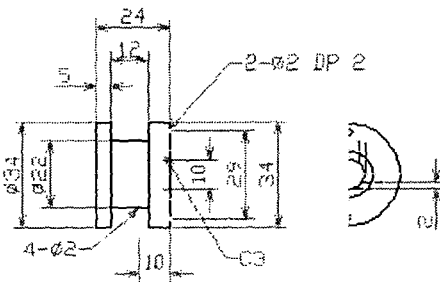


Fig. 3 Configuration of swirl injector

실험은 산화제 유량 15 g/s, 연소 시간은 4초이다. 실험은 총 2회에 걸쳐 진행되었다. 실험

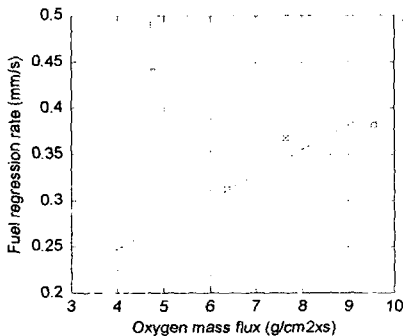


Fig. 4 Baseline test and experiment result

결과는 Fig. 4에서 보는 바와 같다. 연소율은 기준 값에 비하여 약 70% 이상의 증가하였다. 그러나 연료 앞부분에서 스윙 영향으로 Fig. 5에서와 같이 과도한 연소 현상이 나타났다.

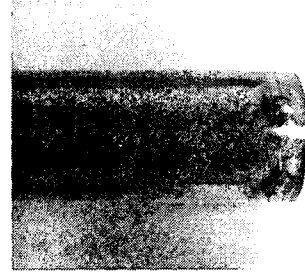


Fig. 5 Fuel after experiment

2.3 기존의 실험 결과 (나사산 형상의 연료)

스윙 유동을 이용한 방법은 하이브리드 로켓에서 연소율 향상에 크게 기여한다. 그러나 스윙은 연료의 앞부분에서 과도한 연소를 야기시키고, 산화제가 연료와의 마찰로 인해 그 효과가 뒤쪽까지 이어지기 어렵다. 스윙 인젝터의 단점을 최소화하고 부정적인 효과를 극복할 수 있는 방법으로써 나사산 형상의 연료 그레인을 사용하였다.

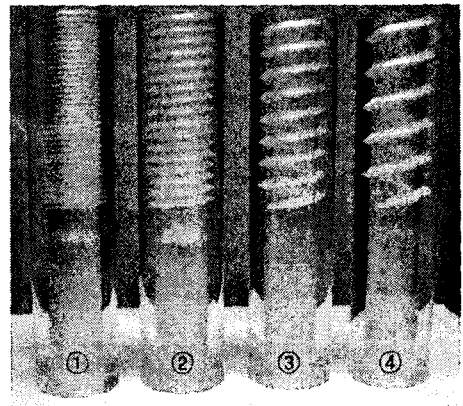


Fig. 6 Helical grain configuration of pitch 3, 6, 12, and 18

Fig. 6과 같은 피치 3, 6, 12, 18의 나사산 형상의 연료 그레인을 실험에 사용하였다. 여기서 피치는 mm 단위로 나사산과 나사산 간의 거리를 나타낸다. 연료 그레인의 나사산 형상은 후반부 10cm 에 가공되었으며, 나사산의 깊이는 모든

경우에서 모두 3 mm 로 고정하였다.

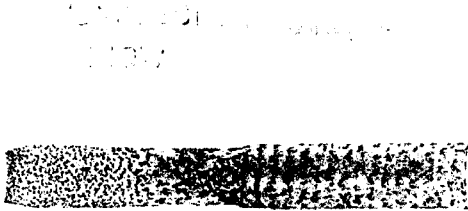


Fig. 7 Cross sectional view of Pitch 6 before and after combustion test

Fig. 7은 피치 6 연료 그레이의 실험전과 산화제 유량 15 g/s에서 실험 후의 단면이다. 실험 후 연료의 단면에서와 같이 나사산이 시작하는 부분을 지나면서 연소율이 확연히 증가하는 것을 확인 할 수 있다. Table 2는 다양한 피치수로 가공된 연료 그레이의 초기 충전율, 초기 연소면적, 부피 연소율을 나타낸다.

Table 2 Summary of charging efficiency and surface area of various test fuels

	충진율, cm ³	표면적, mm ²	부피 연소율, cm ³ /s
기본형상	329.67 (100%)	128.06 (100%)	3.753 (100%)
피치3	326.16 (98.94%)	191.15 (149.3%)	5.075 (135%)
피치 6	326.66 (99.09%)	165.82 (129.5%)	4.500 (120%)
피치12	326.96 (99.19%)	146.80 (114.6%)	4.368 (116.4%)
피치18	327.66 (99.39%)	140.67 (109.8%)	3.793 (101%)

그림 11에서와 같이 피치 수는 연소율 변화에 매우 중요한 인자이다. 결과에서 피치 3의 경우가 실험을 수행한산화제 유량 범위 전체에서 최대 30%의 가장 큰 연소율 증가를 나타낸다. 그

리고 나사산의 피치가 작을수록 연소율 증진에 효과적임을 확인 할 수 있다(5).

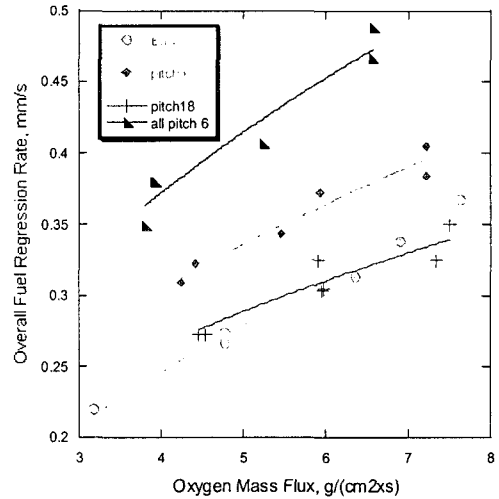


Fig. 8 Regression rates of several test cases with different pitch number from 3 to 18

23 스월 인젝터의 개선

스월 인젝터를 적용할 경우 연료의 연소율은 70% 정도로 증가한다. 그러나 스월 현상이 연료의 앞부분에 집중되어 과도한 연소를 유발시킨다. 이러한 현상은 로켓에서 구조적인 문제점을 유발시킬 수 있고, 실제의 로켓에 적용될 경우 연소가 종료된 후에 연료의 뒷부분에 연소되지 못한 연료가 남아있는 슬리버를 유발할 수 있다. 따라서 이런 문제점을 해결하기 위해서 스월 인젝터의 개선이 필요하게 되었다.

기존의 인젝터는 산화제가 유동의 진행 방향과 수직으로 공급되게 설계되어있다. 스월 인젝터의 수정작업에서는 이러한 인젝터에서 구멍을 산화제 진행 방향으로 각도를 주어서 산화제가 연료방향으로 수월하게 진행하여 스월 효과가 뒷부분까지 잘 전파될 수 있도록 하였다.

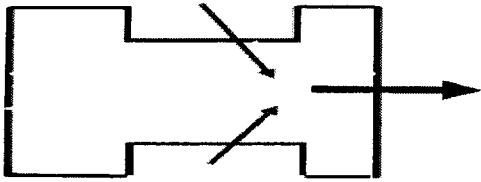


Fig. 9 Conceptual schematic fo new injector

이번 실험에서는 스윙 인젝터에서 구멍의 가공 각도를 수직방향을 기준으로 10도, 20도, 30도로 3개의 인젝터를 제작하여 인젝터에 따른 연소현상과 연소율을 측정하였다. 산화제 유량이 15 g/s이고, 연소시간은 4 sec, 연료는 중공을 가지는 기본형상으로 실험하였다.

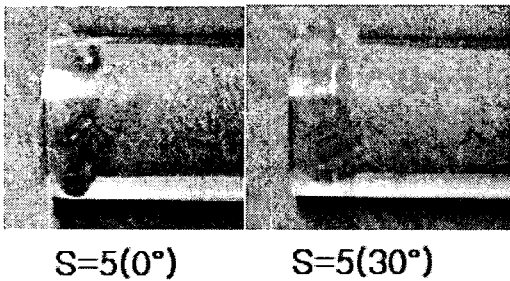


Fig. 10 Difference with swirl injectors after combustion

실험 결과로 Fig. 10에서와 같이 기존 인젝터를 적용한 경우에 비해서 30도의 각도를 갖는 인젝터를 적용할 경우 연료의 앞부분에서 연소가 덜 일어났고, 스윙의 효과가 뒤쪽까지 확대되는 것을 알 수 있다. 연소실내의 압력은 Fig. 11의 그래프와 같다. 이 그래프로 확인 할 수 있는 사실은 기존의 스윙 인젝터에 비해서 수정된 인젝터를 적용한 경우가 연소실의 압력이 증가하였고 그 최대 값은 30도의 인젝터를 적용한 경우이다. 그러나 그 증가량은 크지 않았다. 연소실 압력이 증가한 것과 같이 연소율 또한 증가하였다. Table 3은 그 결과이다.

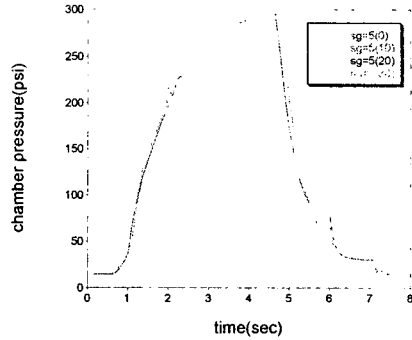


Fig. 11 Chamber pressure graph

Table 3 Regression rates of various injectors

	S=5(0)	S=5(10)	S=5(20)	S=5(30)
연소율	0.49040	0.4961	0.50000	0.50750

기존의 나선형상의 연료 그래인은 피치 증가에 따라서 내부 연소면적이 급격히 작아지는 경향이 있다. 따라서 기존의 방법은 연소면적의 증가에 따른 연소율 향상인지 유동 현상에 따른 증가인지 확인하기 어렵다.

나사산 형상의 연료 그래인의 적용은 스윙 인젝터의 단점을 보완하기 위해 적용한 방법이다. 그러나 기존의 나선형상은 스윙 인젝터를 적용할 때 스윙 유동이 나타나는 각도와 나선형상의 각도가 큰 차이를 보이기 때문에 인젝터를 동시에 적용할 때에 인젝터에서 발생한 스윙 유동을 보완할 수 없고, 오히려 스윙유동을 나선형상이 방해하는 역할을 할 수 있다고 있다.

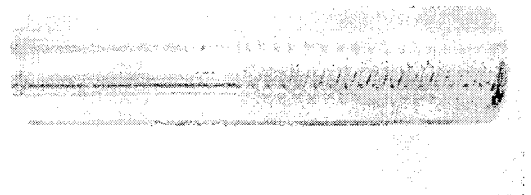


Fig. 12 Modified helical grain

기 위해서 나사산 가공에 쓰이는 탭의 개수를 증가시키는 방법을 사용하였다. 이 방법을 사용할 경우 기존의 실험에서 문제점인 면적의 변화를 상쇄할 수 있다. Fig. 12는 나사산의 개수가 3개로 가공된 연료 그레이인이다. 스윙 인젝터에 의한 스윙 유동의 각도는 기존의 나사산의 피치에 비해서 큰 값을 가지고 있다. 따라서 더 큰 피치 값을 가지는 나사산 형상이 필요한데 이 경우에도 나사산 가공시 탭의 개수를 증가하는 방법으로 연소 면적이 변화 없이 큰 피치 값을 가질 수 있다.

3. 결 론

본 연구에서는 기존의 스윙 인젝터를 적용하여 하이브리드 로켓 연료의 연소율 증진 실험과 나사산 형상의 연료 그레이인 적용 실험에서의 문제점을 개선 방법을 연구 하였다. 스윙 인젝터의 개선 실험에서는 앞부분에 집중된 스윙 현상을 뒤쪽으로 전파 될 수 있도록 인젝터의 형상을 수정하여 실험하였다. 그 결과 연료 앞부분에 집중된 연소 현상이 뒤쪽으로 전파 되었고, 그와 더불어서 연소실 압력의 상승과, 연료의 연소율의 향상을 이루었다. 앞으로 다양한 유량에서의 반복 실험이 필요하다. 또한 성능의 향상부분이 미약한 정도이기 때문에 앞으로 최적의 형상을 찾기 위해서 인젝터의 수정과 실험이 더 필요하다.

나사산 형상의 연료 그레이인 수정 연구에서는 가공 탭의 개수를 늘리는 방법을 통해서 피치 증가에 따른 면적감소를 보완하고, 다양한 기존의 나사산 형상에서의 피치 값 보다 더 큰 형상으로 제작하고 실험을 통해서 최적의 나사산 형상을 찾아내는 연구가 필요하다.

참 고 문 헌

1.Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements,

6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992

- 2.Yuasa, S., Shimada, O., Imamura, T., Tamura, T., and Yamamoto, K., "A Technique for Improving the Performance of Hybrid Rocket Engines," AIAA paper 99-2322, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1999
- 3.Tamura, S., and Yuasa, S., and Yamamoto, K., "Effects of Swirling Oxidizer Flow on 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., Kitagawa, K., and Owada, Y., "Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine," AIAA paper 01-3537, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2001
- 5.Kyung-Hoon Shin, Changjin Lee and Seon Young Chang "The Enhancement of Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Various Methods," AIAA paper 2005-0359, 43th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005