

선회류 하이브리드 로켓의 고체 연료 후퇴율에 관한 연구

박종원* · 박주혁* · 이충원* · 윤명원**

The Study on Solid Fuel Regression Rate of Swirl Hybrid Rocket

JongWon Park* · JooHyuk Park* · ChoongWon Lee* · MyungWon Yoon**

ABSTRACT

Hybrid rocket had many advantage with compared to solid and liquid rockets. In this study, swirl flow hybrid motor was designed and manufactured. And the methods of regression rate improvement were considered. Thrust was calculated with pressure of the combustion chamber and the regression rate was measured in low flow rate of oxidizer. Several problems and solutions of operating hybrid rocket was presented.

초 록

하이브리드 로켓은 기존의 고체, 액체 로켓에 비하여 많은 이점을 가지고 있다. 본 연구에서는 선회류 하이브리드 로켓을 설계 및 제작하여 regression rate의 증진 방안을 모색하고자 하였다. 산화제 선회강도의 변화에 따라 연소실 압력을 측정하여 추력을 계산하였으며, 연소과정의 가시화를 통해 근사적 regression rate를 측정하였다. 또한 하이브리드 로켓 시험 중 발생할 수 있는 문제점과 해결 방안도 제시하였다.

Key Words: Swirl flow hybrid motor(선회류 하이브리드 모터), Regression rate(후퇴율)

1. 서 론

하이브리드 로켓은 엔진의 추력 조절, shutdown 및 restart를 산화제의 유량을 조절함으로써 용이하게 조절할 수 있는 장점이 있다. 하이브리드 모터의 이러한 이점들 때문에 로켓

의 제작과 발사에 있어서 기존의 추진시스템에 비하여 훨씬 경제적인 것으로 예상되고 있다. 그러나 기존의 하이브리드 모터는 고체 로켓에 비하여 아주 낮은 고체연료 regression rate와 저 연소 효율을 가지는 결점을 가지고 있다.

따라서 낮은 regression rate를 가지고 요구되는 추력을 발생시키기 위해서는 연료유량을 증가시켜야 하고 이를 위해 고체 연료 그레이에 다수의 연료포트를 만들어 고체연료의 표면적을 증가시켜야 한다. 지난 수십 년간에 걸쳐 하이브

* 경북대학교 공과대학 기계공학부

** 국방과학연구소

연락처, E-mail: lab2002@hanmail.net

리드 엔진에서 연료의 regression 특성 및 엔진 성능 향상을 위한 연구가 계속되어 왔으며 최근에 엔진의 체적 규제를 경감시키고 연료의 regression 율을 향상시키기 위하여 선회유동을 이용하는 하이브리드 로켓 엔진들이 제안되고 있다. 또한 고체 연료 내에 산화제 성분 혹은 자발적인 화학분해 물질을 첨가하거나 금속입자를 첨가함으로써 연소율을 증가시키는 연구 등이 수행되었으나 이는 연소 불안정 현상이 일어나기 쉬우며 환경오염을 증가시킬 우려가 있다.

본 연구에서는 선회류 하이브리드 모터의 설계 및 제작기술을 확보하고 체계적인 연소실험을 통하여 full-scale 엔진의 설계에 적용할 수 있는 regression rate에 대한 실험식 및 scale-up 설계 기술을 개발하고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 선회류 하이브리드 모터의 설계

본 연구에서 사용된 하이브리드 모터는 실험의 안전을 고려하여 연소실 압력이 30 bar를 넘지 않으며 발생 추력이 200N 급인 motor를 설계기준으로 하였다.

공급 산화제는 기체산소를 사용하고 고체 연료는 PMMA(Polymethyl methacrylate)를 사용하여 연소과정 동안의 가시화가 가능하도록 하였다. 설계에 사용된 regression rate 실험식은 S. Krishnan 등에 의해 연구된 기체 산소와 HTPB 연료를 이용한 하이브리드 모터의 실험식으로 아래와 같다.[1]

$$\dot{r} = 6 \times 10^{-5} \times G_o^{0.1} \times D_p^{-0.28} \quad (1)$$

사용되는 산화제의 질량 유속은 200~600 kg/m²-s로 설정하고 Eq. (1)을 이용하여 초기 및 연소 후 연료 포트 직경을 계산하였으며 전체 연소기간 동안의 산화제 및 연료의 질량유량을 계산하였다. 계산된 산화제 및 연료 유량으로부터 전체 질량유량 및 당량비를 계산하여 노즐 목 단면적으로 계산하였다. 노즐의 형상과 특성 속도로부터 연소실 내 압력을 계산할 수 있었으

며 이 값을 이용하여 노즐 출구 단면적을 결정하였다.

하이브리드 모터의 점화는 가압된 에틸렌을 이용하였으며 공급유량은 공급되는 산화제의 질량유량에 따라 이론 당량비 조건에 일치하는 값으로 결정하였다. 이상에서 계산된 값을 Table 1에 나타내었다.

Table 1. Operating conditions of oxygen flow

Grain length	G _{ox} (kg/m ² s)	condition	Oxidizer (kg/s)	Fuel (kg/s)	O/F
160 mm	600	initial	0.068	0.016	4.375
	84.55	final	0.068	0.0149	4.563
	200	initial	0.0226	0.01037	2.179
	28.10	final	0.0226	0.00961	2.352
400	600	initial	0.068	0.040	1.7
	84.55	final	0.068	0.0373	1.823

2.2 실험장치

본 연구에서 설계된 하이브리드 모터의 설계 개요도를 Fig. 1에 나타내었다.

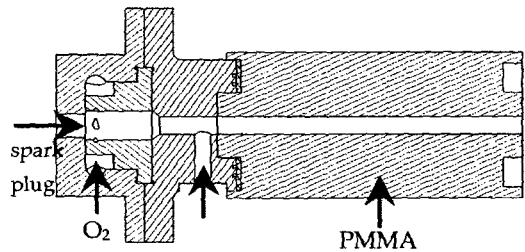


Fig. 1 Schematic diagram of swirl hybrid motor

하이브리드 모터의 작동은 PLC 프로그램에 의해 구동되며 산화제, 점화용 에틸렌, 질소의 공급은 전자식 솔레노이드 밸브에 의해 개폐된다. 공급 기체의 유량은 sonic 노즐에 의해 제어되며 공급관 각 부에 연결된 압력센서에 의해 공급압력을 측정하도록 되어 있다. 또한 연소실 내 압력 측정을 위해 두 곳에 압력 센서를 장착하였으며 연소 온도로부터의 보호를 위해 실리콘 오일로 연소공기와의 직접적인 접촉이 이루어지지 않도록 하였다. 연소과정의 가시화는 가

정용 캠코더로 촬영하였다. 실험장치의 개요도는 Fig. 2와 같다.

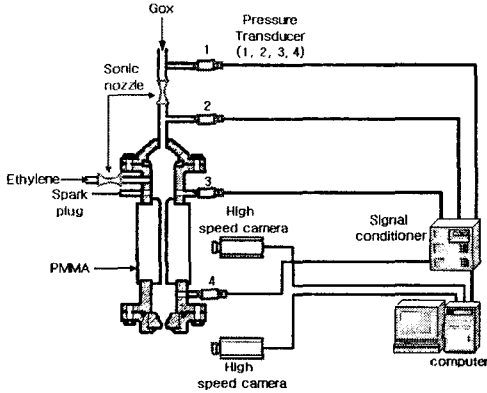


Fig. 2 Experimental apparatus of firing test

본 연구에서 사용된 산화제 선회류 인젝터의 개요도를 Fig. 3에 나타내었다. 각 조건에 대한 선회강도의 값은 Table 2와 같고 선회강도의 계산은 Eq. (2)에 나타낸 바와 같이 형상 선회강도 값으로 계산하였다.

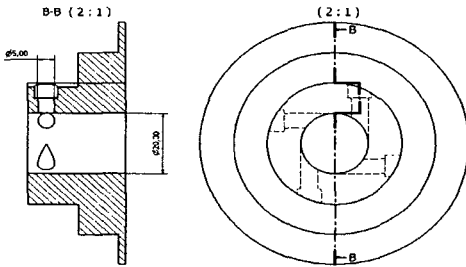


Fig. 3 Schematic diagram of swirl injector

$$S_g = \frac{(R_x - R_\phi)R_x}{nR_\phi^2} \quad (2)$$

Table 2. Geometric swirl number

R _x (mm)	R _φ (mm)	S _g	n
20	3	9.4	4
20	4	5	4
20	5	3	4

2.3 실험방법 및 측정

하이브리드 로켓의 작동 순서는 먼저 원하는 질량유량 조건의 기체 산소를 분사하고, 기체 산소가 일정 유량으로 안정화된 이후 점화제인 에틸렌을 분사하였다. 에틸렌 분사 직후 스파크 플러그를 점화(<1s)하여 하이브리드 모터를 작동시킨다. 이후 설정된 작동시간 동안의 연소시간을 거친 후 기체 질소로 3 초 이상 퍼지시킨다. 연소실 내의 압력은 연료 그레이인 전단과 후단 두 지점에서 측정하였으며 이 압력값으로부터 추력을 측정하였다.[2]

regression rate의 측정은 연소 전후 연료 그레이인의 직경변화를 실시간으로 측정하여 평균한 값으로 하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 연소실 압력

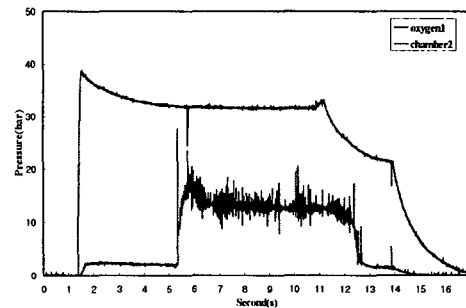


Fig. 4 Time trace profiles of combustion chamber pressure

산화제 공급 유량이 0.0226 kg/s인 경우, 160 mm 연료 그레이인에 대한 연소시험의 압력 측정 결과는 Fig. 4와 같다.

선회유동의 경우, 3.17 MPa의 산소 평균압력에 대해 연소실압력이 1.28 MPa로 이전 연구에서 고찰된 산화제 동축 유입 조건에 비해 상승된 값을 나타내었다. 이것은 선회유동으로 말미암아 연소실 내에서 산화제와 고체연료와의 접촉 시간이 길어지고 이로 인해 더 많은 고체 연료가 연소에 참여함으로써 연소실 압력상승을

유발한 것으로 생각된다.

3.2 regression rate

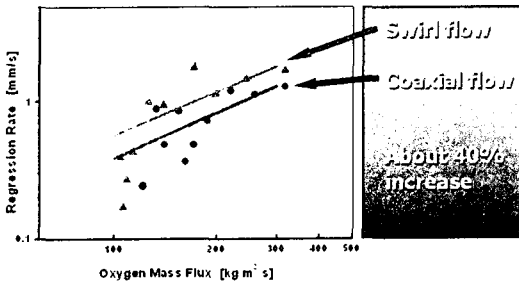


Fig. 5 Regression rate of hybrid motor

동일한 질량 유량에 대한 동축 유동 및 선회 유동에 대한 고체 연료 regression rate 변화를 Fig. 5에 나타낸다. 그래프에 나타난 바와 같이 선회류 유동의 경우가 동축 유동에 비해 전체적으로 약 40% 정도의 향상된 regression rate를 나타내고 있다. 이는 연소실 압력의 상승과 더불어 선회유동의 경우가 산화제와 고체 연료의 반응 접촉 시간의 증가에 크게 기인함을 알 수 있게 해주는 결과이다. 연료 regression rate의 측정방법에는 여러 가지 다양한 시도와 방법들이 있으나 본 연구의 현 단계에서는 연소시험과정을 실시간으로 촬영하여 각 구간에서의 고체 연료 직경변화를 평균값으로 나타내었다.

3.3 연소 중단/재시동 특성

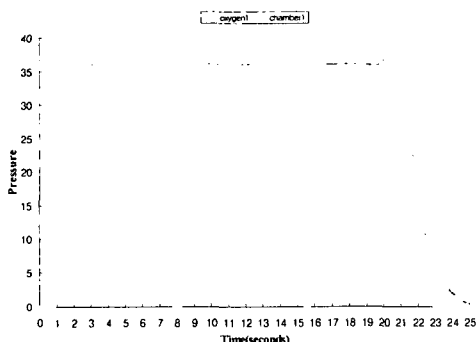


Fig. 6 Time trace profiles of combustion chamber pressure

하이브리드 모터의 중요한 특성 중 하나인 연소 중단/재시동 특성에 대한 연구결과를 Fig. 6에 나타낸다. 재시동 구간은 초기 시동을 포함 총 3회에 걸쳐 수행되었다. 연소실 압력의 경우, 초기 시동 구간에 비해 이후 2회의 재시동 구간에서 연소실 압력이 약간 감소함을 볼 수 있다. 또한 평균 연소실 압력까지 도달하는 지연시간이 재시동 횟수가 늘어남에 따라 증가함을 볼 수 있다. 이것은 하이브리드 모터 내의 가장 고온 부분이 구리로 제작된 노즐이었으며 출구 노즐에서 시작된 화염이 전체 연소실 내로 전파되는 시간이 재시동을 수행할수록 증가하였다.

4. 결론

하이브리드 모터 테스트를 수행할 수 있는 200N 급 선회류 하이브리드 모터를 설계, 제작하였다. 제작된 하이브리드 모터로 산화제 유량이 낮을 경우에 연소시험을 한 결과 다음과 같은 결론은 얻을 수 있었다.

- 1) 산화제 동축유동에 비해 40% 정도 향상된 고체 연료 regression rate를 나타내었다.
- 2) 연소 중단/재시동 동작이 성공적으로 수행되었다.

참고 문헌

1. Philmon George, S. Krishnan, P.M. varkey, M. Ravindran and Lalitha Ramachandran, "Fuel Regression Rate in Hydroxyl-Terminated -Polybutadiene / Gaseous -Oxygen Hybrid Rocket Motors," Journal of Propulsion and Power Vol. 17, No. 1, January-February 2001
2. Shane De Zilwa, Greg Zilliac, Arif Karabeyoglu and Mike Reinath, "Time-Resolved fuel-Grain Regression Measurement in Hybrid Rockets,"