

하이브리드 로켓의 연소현상 연구

박종원^{*} · S. Krishnan^{*} · 이충원^{*} · 윤명원^{**}

Study on the Combustion of the Hybrid Rocket

Jong-Won Park^{*} · S. Krishnan^{*} · Choog-Won Lee^{*} · Myong-Won Yoon^{**}

ABSTRACT

Hybrid rocket had many advantage with compared to solid and liquid rockets. In this study, lab-scale 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 lab-scale의 하이브리드 모터를 설계 및 제작하여 regression rate의 증진 방안을 모색하고자 하였다. 산화제 유량의 변화에 따라 연소실 압력을 측정하여 추력을 계산하였으며, 연소과정의 가시화를 통해 근사적 regression rate를 측정하였다. 또한 하이브리드 로켓 시험 중 발생할 수 있는 문제점과 해결방안도 제시하였다.

Key Words : lab-scale Hybrid motor(하이브리드 모터), regression rate

1. 서 론

기존의 고체 및 액체 로켓에 비하여 하이브리드 로켓은 연소 안정성, 엔진 운전 그리고 고체 연료 취급상의 안전성에 있어서 많은 이점을 가지고 있다. 또한 하이브리드 로켓은 엔진의 추력 조절, shutdown 및 restart를 산화제의 유량을 조절함으로써 용이하게 조절할 수 있는 장점

이 있다. 하이브리드 모터의 이러한 이점들 때문에 로켓의 제작과 발사에 있어서 기존의 추진 시스템에 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

^{*} 경북대학교 기계공학부 (Kyungpook National Univ., Dept. of Mechanical Eng.)

^{**} 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

regression rate를 가지고 요구되는 추력을 발생시키기 위해서는 연료유량을 증가시켜야 하고 이를 위해 고체 연료 그레인에 다수의 연료포트를 만들어 고체연료의 표면적을 증가시켜야 한다. 지난 수십 년간에 걸쳐 하이브리드 엔진에서 연료의 regression 특성 및 엔진성능 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 lab-scale 하이브리드 모터의 설계 및 제작기술을 확보하고 체계적인 연소실험을 통하여 full-scale 엔진의 설계에 적용할 수 있는 regression rate에 대한 실험식 및 scale-up 설계기술을 개발하고자 한다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 lab-scale 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(Polymethyle 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.

$$\dot{r} = 6 \times 10^{-5} \times G_o^{0.4} \times D_p^{-0.28} \quad (1)$$

여기서 G_o 는 산화제 질량 유속, D_p 는 연료 그레인의 포트 직경을 나타낸다.

사용되는 산화제의 질량 유속은 200~600

kg/m²-s로 설정하고 식 (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 노즐목 단면적으로 계산하였다. 노즐의 형상과 특성 속도로부터 연소실 내 압력을 계산할 수 있었으며 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. 산화제 및 고체연료의 작동 조건

Grain length	Gox (kg/m ² s)	condition	Oxidizer (kg/s)	Fuel (kg/s)	O/F
160 mm	600	intial	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.

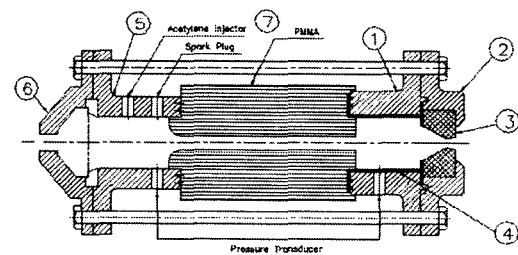


Fig. 1 Lab-scale 하이브리드 모터의 개요도

하이브리드 모터의 작동은 PLC 프로그램에 의해 구동되며 산화제, 점화용 에틸렌, 질소의 공

급은 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 가정용 캠코더로 촬영하였다. 실험장치의 개요도는 Fig. 2와 같다.

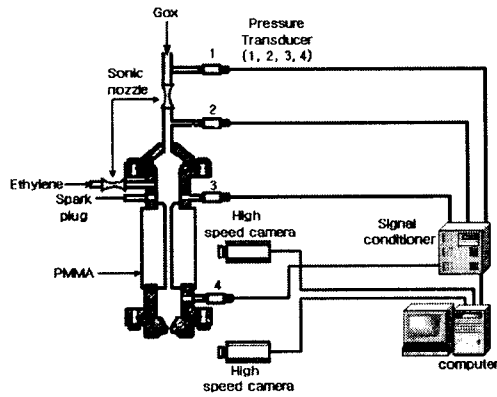


Fig. 2 하이브리드 모터 연소 시험 장치

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 연소기간을 거친 후 기체 질소로 3 초 이상 퍼지시킨다. 하이브리드 모터에 공급되는 기체의 유량은 sonic 노즐 전후에 설치된 압력센서로부터 계산된다. 연소실 내의 압력은 연료 그레이н 전단과 후단 두 지점에서 측정하였으며 이 압력값으로부터 추력을 측정하였다.

regression rate의 측정은 연소 전후 연료 그레이н의 직경변화를 작동시간에 대해 평균한 값으로 하였다. 이 값은 현재 연구단계에서 아주

근사한 측정방법으로 더욱 세밀한 측정을 수행할 예정이다.

3. 결과 및 고찰

3.1 연소실 압력

산화제 공급 유량이 최소인 경우(0.0226kg/s), 160mm 연료 그레이н에 대한 연소시험의 압력 측정결과는 Fig. 3과 같다.

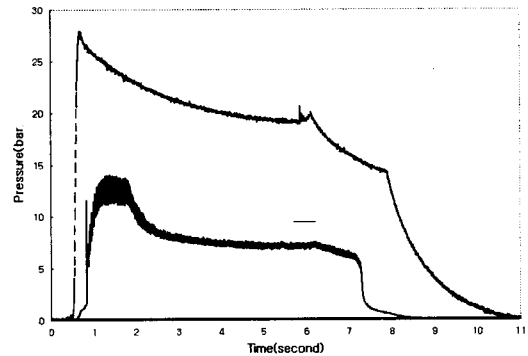


Fig. 3 연소시험 압력 측정 결과

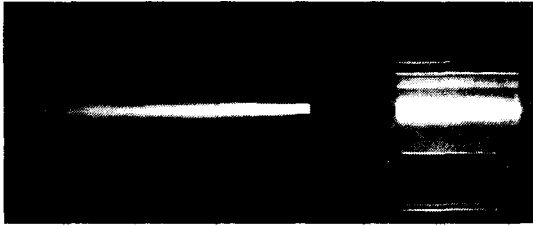
위쪽 곡선은 공급 산화제의 압력측정값이고 아래쪽 곡선은 연소실 내의 압력측정 곡선이다. 공급되는 산화제는 공급 초기에 압력 peak를 이루었다가 점차 정상상태로 유지되며 이후 퍼지용 질소가 공급됨에 따라 감소하는 경향을 보인다. 연소실 내의 압력은 초기에는 점화용 에틸렌과 산화제의 반응으로 15 bar까지 상승하지만 점화용 에틸렌 공급이 중단된 시점부터는 8 bar로 일정하게 유지되다가 산화제 공급이 중단됨에 따라 급격하게 감소하는 경향을 나타내었다. 최소 산화제 유량 조건에서 연소시험을 한 결과, 발생 추력은 55N이며, 계산에 이용된 식은 아래와 같다.

$$F = \Gamma \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left\{ 1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right\}}$$

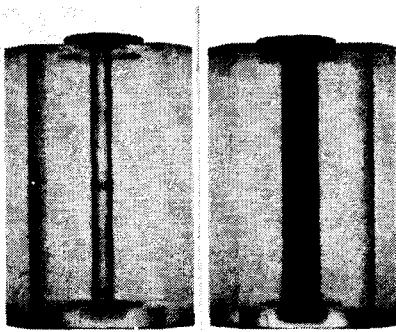
$$+ \frac{A_c}{A_t} \left(\frac{p_c}{p_c} - \frac{p_c}{p_a} \right) \times p_c \times A_t \quad (2)$$

3.2 regression rate

연소과정동안 촬영된 동영상의 일부를 Fig. 4(a)에 나타내었다.



(a)하이브리드 모터의 연소과정



(b)PMMA 연료의 연소 전후 형상

Fig. 4 연소시험 가시화 및 고체 연료의 연소형상

연료 regression rate의 측정방법에는 여러 가지 다양한 시도와 방법들이 있으나 본 연구의 현 단계에서는 초기 직경과 연소 후 직경변화의 평균값으로 연소시간동안의 regression rate를 근사하였다. 산화제 유량 최소의 경우 연소시간 6초 동안의 regression rate는 0.667mm/s였다. 연소 초기와 연소 후 고체 연료의 직경변화를 Fig. 4(b)에 나타내었다.

3.3 로켓 구조물의 손실

10초 미만의 연소기간 중 구리 재질의 노즐은 장착 초기의 직경을 그대로 유지하였다. 그러나, 점화원으로 쓰이는 스파크 플러그는 매 점화시마다 파손이 발생하였다. 이것은 하이브리드 점

화시 에틸렌의 공급이 과도하여 발생하는 점과 스파크 플러그가 산화제 유동에 직접적으로 노출되어있는 점에 기인하는 것으로 판단된다. 에틸렌 공급시간을 단축시킴으로써 위의 문제를 해결할 수 있을 것으로 판단된다.

3. 결론

하이브리드 모터 테스트를 수행할 수 있는 200N 급 lab-scale 하이브리드 모터를 설계, 제작하였다. 제작된 하이브리드 모터로 산화제 유량이 낮을 경우에 연소시험을 한 결과 설계 예상치와 비교적 잘 맞는 결과를 나타내었다. 이후 계획된 산화제 유량 전범위에 걸친 연소시험을 통해 regression rate의 상관식을 밝혀내고 산화제 공급방식을 선회유동 방식으로 접근하여 regression rate의 향상을 도모할 계획이다.

참고문헌

1. William H. Knuth, Martin J. Chiaverini, Daniel J. Gramer, and Arthur Sauer, "Solid-Fuel Regression Rate and Combustion Behavior of Vortex Hybrid Rocket Engines," 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 20-24 June 1999 Los Angeles, California, AIAA 99-2318
2. Daniel J. Gramer and Thomas J. Taagen, "Low Cost Surface Regression Sensor for Hybrid Fuels, Solid Propellants and ablatives," 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 8-11 July 2001 Salt Lake City, Utah, AIAA 2001-3529
3. Grant A. Risha, Abdullah Ulas, Eric Boyer, Surajit Kumar, and Kenneth K. Kuo, "Combustion of HTPB-Based Solid Fuels Containing Nano-Sized Energetic Powder

- in a Hybrid Rocket Motor," 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 8-11 July 2001 Salt Lake City, Utah, AIAA 2001-3535
4. Grant A. Risha, Eric Boyer, Robert B. Wehrman, and Kenneth K. Kuo, "Performance Comparison of HTPB-Based Solid Fuels Containing Nano -Sized Energetic Powder in a Cylindrical Hybrid Rocket Motor," 38th AIAA/ASME/SAE /ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 7-10 July 2002 Indianapolis, Indiana, AIAA 2002-3576
 5. Shane De Zilwa, Greg Zilliac, Arif Karabeyoglu and Mike Reinath, "Time-Resolved fuel-Grain Regression Measurement in Hybrid Rockets,"
 6. Martin J. Chiaverini, Nadir Serin, David K. Johnson, Yeu-Cherng Lu, Kenneth K. Kuo, and Grant A. Risha, "Regression Rate Behavior of Hybrid Rocket Solid Fuels," Journal of Propulsion and Power Vol. 16, No. 1, January-February 2000
 7. 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