

하이브리드 모터의 연소해석을 위한 실험연구

하윤호*, 장선용*, 이창진** (건국대학교)

Experiments for Combustion Analysis of Hybrid Motor

Ha Yunho, Chang Seonyong, Lee Changjin

ABSTRACT

This Study is focused on the instrumenting Hybrid Rocket Motor of ACPL at Konkuk University and researching combustion instability by measuring regression rate versus oxidizer mass flux. In the result of experiment, test fire was moderate and we could acquire data of pressure, thrust, and temperature of combustion chamber. In the future, studying unsteady change of regression rate and pressure characteristic analysis of combustion chamber through hundreds of experiments should be performed. Furthermore, researching characteristic velocity by taking a measurement of combustion temperature will be inevitable.

초 록

본 연구는 건국대학교 연소추진 실험실 주관으로 하이브리드 로켓 모터 실험 장치를 구성하고 산화제의 mass flux에 따른 연소율 변화 등을 측정하여 연소 불안정성에 대해 연구하는 것을 목표로 하고 있다. Test fire를 해본 결과, 실험이 순서대로 원활히 진행되어 연소에 성공하였으며, PC를 이용하여 압력, 추력, 온도 데이터를 받아낼 수 있음을 확인하였다. 진행될 사항은 실험을 통하여 연소율의 비정상적 변화와 연소실 내부의 압력변화특성을 연구하고, 온도를 측정함으로써 C^* (특성속도)를 계산하여 하이브리드 모터의 연소 특성이 연구되어야 할 것이다.

1. 서 론

하이브리드 로켓은 액체로켓과 고체로켓을 대체할 만한 많은 장점을 지니고 있기 때문에 최근에 들어서 관심이 높아지고 있다[1]. 그럼에도 불구하고 하이브리드 로켓은 연소율(regression rate)이 낮다는 커다란 단점을 가지고 있다. 연소율은 그레이인의 연소면적과 화염영역에서 그레이인 표면으로 전달되는 열 전달량에 의해 결정된다. 따라서 마차바퀴 형상과 같은 복잡한 그레이인 형상을

사용하여 연소 면적을 크게 하는 방법과 산화제 유동에 swirl을 주거나 고체연료에 알루미늄과 같은 금속입자를 첨가하여 열 전달량을 증가시키는 방법 등이 연구되고 있다.

90년대에 들어 대학과 연구소의 실험실을 중심으로 하이브리드 로켓에 대한 실험적인 연구가 활발히 진행되었다. Arkansas 대학의 Shanks[2] 등은 HTPB/GOx 추진제를 사용하여 추력 50lb, 연소실 압력 500psi 수준의 하이브리드 로켓 실험 장치를 제작하고 연소율 측정

* 건국대학교 항공우주공학과 (Dept. of Aerospace Engineering, Konkuk University)

** 건국대학교 기계항공공학부 (Division. of Mechanical and Aerospace Engineering, Konkuk University)

과 후방 연소실에서의 주파수 응답에 대해 연구하였다. Yuasa[34] 등은 Poly Methyl Meth Acrylate(PMMA)를 고체연료로, GOx를 산화제로 사용한 하이브리드 로켓 모터를 구성하고 인젝터의 설계에 의한 성능변화에 대한 연구를 하였다. 특히 swirl number(Sg)에 변화를 주며 연소율의 변화를 연구하였다.

본 연구는 건국대학교 연소추진 실험실 주관으로 하이브리드 로켓 모터 실험 장치를 구성하고 축 방향 위치에 따른 연료의 표면 온도 변화와 산화제의 mass flux에 따른 연소율 변화 등을 측정하여 연소 불안정성에 대해 연구하는 것을 목표로 하고 있다[5]. 특히 실험을 통하여 연소율의 비정상적 변화와 연소실 내부의 압력변화특성과 추력과의 관계, 그리고 온도를 측정함으로써 C(특성속도) 등을 측정하여 연소 특성을 연구하려 한다.

실험장치는 연소실 압력이 200psi이고, 산화제 질량 유량이 30g/s일 때 최대 추력이 100N으로 설계되었으며, 현재는 연소율의 변화를 측정하는 단계의 실험이 진행되고 있다. 또한 연소실의 압력을 측정하여 연소불안정성을 관찰하고, 온도 등을 측정하면서 보다 정확한 데이터를 얻을 수 있는 실험을 할 계획이다. 연료는 PMMA를 사용하고 있으며, 추후에는 HTPB를 사용해서 실험을 할 계획이다.

2 본 론

2.1 실험장치의 구성

하이브리드 로켓 모터 실험장치는 크게 로켓 모터, 산화제 공급 시스템, 제어와 데이터 획득을 위한 장치 기타 센서로 구분된다.

2.1.1 로켓 모터

하이브리드 로켓 모터 실험 장치를 제작하기 전에 기본 요구조건을 바탕으로 모터의 제작을 위한 수치코드를 작성하였다. 세부 부품들을 설계하기 위하여 참고문헌 [6, 7]에서 이미 검증된 경험식들을 사용하였다. 코드를 작성하는데 필요한 연소율은 같은 PMMA를 연료로 사용한 타 실험의 결과를 적용하였다[4].

$$\bar{r}_c = 0.105 \times G_{ox}^{0.574}$$

여기서 연소율의 단위는 mm/sec, G_{ox} 의 단위는 g/(cm²·sec)이다.

그레인인 모터의 중앙에 원형 포트 한 개가 있는 형상으로 정하고 연료는 PMMA, 산화제는 기체산소로 가 정하였다. 하이브리드 로켓은 고체로켓과는 달리 연소를

Table 1. 모터 설계코드 작성을 위한 요구조건

연소실 압력	200psi
그레인 외경	5cm
그레인 내경	2cm
그레인 길이	17.8cm
산화제	GOx
고체연료	PMMA
노즐 팽창비	4

이 압력의 영향을 많이 받지 않기 때문에 안전성을 고려하여 연소실 압력을 200psi로 낮게 설계하였다. 표 1은 성능해석에 사용된 수치코드의 요구조건을 나타내고 있다.

2.1.2 산화제 공급 시스템

산화제의 공급 시스템의 구성은 그림 1과 같다. 산화제인 산소, 그리고 연소가 끝난 후 purge를 시키기 위해 공급하는 질소를 예정된 시간에 맞춰 공급하고 제어하기 위하여 솔레노이드 밸브를 사용하였으며, 솔레노이드 밸브와 하이브리드 모터 전방에 위치한 점화기는 PLC에 의해 제어된다.

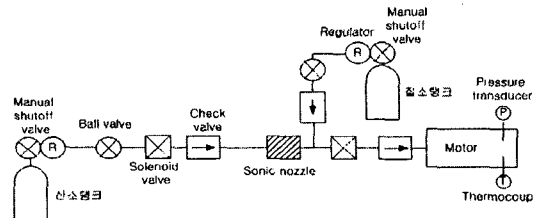


Fig. 1. 산화제 공급시스템 구성도

2.1.3 제어장치(PLC), 데이터 획득장치

실험의 순차적인 자동제어를 위하여 Programming Logic Controller(PLC)를 사용하였다. PLC를 사용해서 산화제를 공급하고 점화장치에 작동, 질소를 공급하여 purge를 시키는 프로그램을 구성하여 실험을 진행하였으며 emergency 버튼을 독립적으로 제작하여 긴급 상황 시에는 실험을 중지할 수 있도록 프로그래밍 하였다. 사용자는 실험 목적에 맞도록 제어시간 등을 다시 프로그래밍 하여 PLC에 입력시키면 새로운 조건으로 실험을 수행할 수 있다.

실험에서 측정된 데이터를 처리하기 위해 National Instrument 사의 DAQ board와 LabVIEW를 사용하여 데이터 획득 처리장치를 구성하였다. 이 시스템은 온도 센서, 압력센서, 로드셀 등 실험에 사용되는 모든 센서의 신호를 받아들일 수 있도록 각각의 모듈들을 포함하

고 있고 그에 따라 온도, 압력, 추력의 데이터를 획득하여 처리하는 장치들로 구성되어 있다.

2.1.4 실험장치와 전체 구성도

연소실험 시 안전을 도모하기 위하여 실험 장소와 실험 수행자를 콘크리트 벽으로 격리 시키고, 산소와 질소 탱크를 외부에 위치시켰다. 또한 데이터 획득 장치와 PLC를 외부에 위치시키고 실험장소를 잘 관찰할 수 있는 위치에 PC 카메라를 고정시켜 실험 수행자가 실험장소 내부를 보면서 실험을 제어할 수 있도록 하였다. 그리고 실험 도중 PC 카메라로 비상상태가 일어나는 것을 확인 했을 경우 즉시 PLC의 emergency 버튼을 이용하여 실험을 중단시킬수 있도록 하였다. 실험장치와 실험실의 전체적인 구성도는 그림 2와 같다.

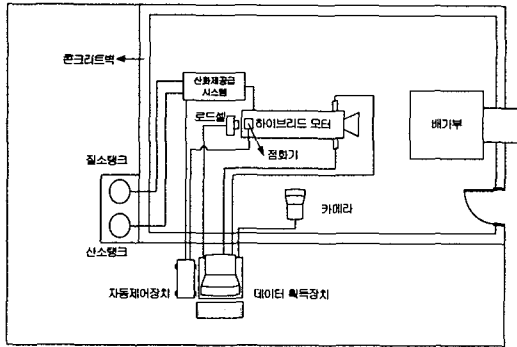


Fig. 2. 실험 장치와 실험실의 구성도

2.2 실험 진행 순서

실험 준비가 끝나면 실험 수행자는 실험위치에서 PC 카메라로 실험장소의 이상 유무를 확인한 다음 실험을 시작한다. PLC의 Ready 버튼을 누르고 Start 버튼을 누르면 산화제가 공급되기 시작한다. 산화제 공급을 시작한 후 하이브리드 모터 내에 산화제가 완전히 공급되면 PLC에서 자동으로 점화장치에 전원을 넣어서 실험 장치를 점화시킨다. 점화장치에 전원을 넣은 후 PLC에 의해 자동으로 산소배관의 솔레노이드 밸브가 닫혀 산화제의 공급이 중단되고, 동시에 질소 솔레노이드 밸브가 열리며 5초 동안 질소가 공급된다. 공급된 질소로 purge 시킨 후 실험 장치가 초기화 되면서 실험이 완료된다. 그림 3에서는 실험의 전체적인 순서를 나타내었다.

2.3 실험결과와 분석

건국대학교 연소추진실험실에서 PMMA/Cox 추진제를 사용한 하이브리드 모터 실험은 총 10회가 수행되었다. PMMA/Cox를 추진제로 사용하는 하이브리드 모터

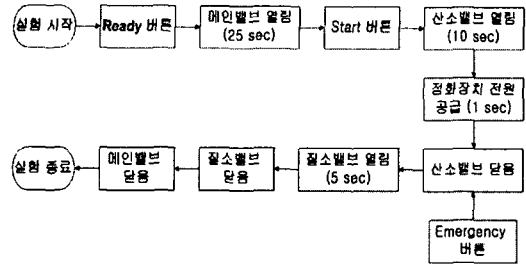


Fig. 3. 실험 진행 순서

가 가장 높은 I_{sp} 를 가지는 O/F비(공연비)는 1.2이고, 이때 코드로 계산한 산화제의 질량 유량이 15g/s이므로 실험 시 산화제의 질량 유량을 15g/s로 하였다. 두 번의 실험에서 얻은 연소율은 표 2에 정리하였다. 표 2에 나타난 실험 연소율을 구하기 위해서 실험 전후의 PMMA 그래인의 무게를 측정하였고, 이를 통하여 실제 실험에 걸린 시간 동안의 평균 연소율을 알 수 있었다.

Table 2. 이론연소율과 실험연소율의 비교

	O/F비	이론 연소율 (mm/s)	실험 연소율 (mm/s)	연소전 연료무게(g)	연소후 연료무게(g)
1	1.2	0.41	0.2	343.3	314.9
2	1.2	0.39	0.19	343.0	315.5

실험에서 얻은 추력과 압력곡선은 그림 4와 같고, 예상성능과 실험결과와의 차이점을 표 3에 나타내었다. 추력과 그래프의 경향을 관찰한 결과 같은 경향성을 나타내며 노즐에서 완전히 초킹이 일어났음을 알 수 있다.

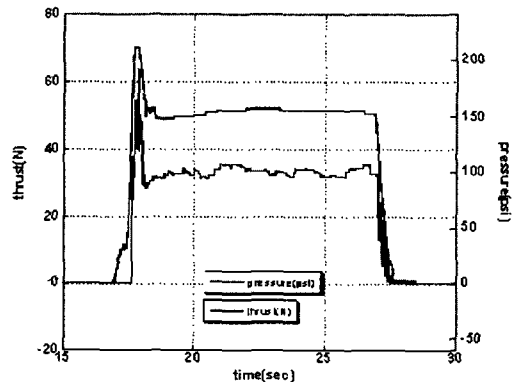


Fig. 4. 연소시간 10초, 산화제 15g일 때 압력과 추력곡선

Table 3. 예상성과와 실험결과의 차이

	압력(psi)	추력(N)
예상성능	200	63
실험결과	150	35

그림 5는 test fire전 실험 장치와 산화제 공급시스템을 촬영한 사진이고, 그림 6은 실험순간에 노즐 후방에서 화염이 나오는 모습을 촬영한 사진이다. 실험시 불완전 연소로 인해 PMMA 입자가 발생함을 알 수 있었다.

3. 결 론

하이브리드 로켓 모터의 연소 특성을 연구하기 위해 실험 장치를 구성 하였고 이를 이용하여 실험의 가장 기본적 데이터인 압력, 추력, 온도, 연소율을 측정할 수 있었다.

현재로서는 일단 실험이 제대로 진행되는지, 그리고 안전상의 문제는 없는지 등을 확인하는 것을 목표로 실험을 진행하였다. Test fire를 해본 결과, 실험이 순서대로 원활히 진행되어 연소에 성공하였으며, PC를 이용하여 압력, 추력, 온도 데이터를 받아낼 수 있음을 확인하였다. 실험결과가 예상성능에 미치지 못하는 이유는 연소율과 연소효율이 낮다고 생각되고, 따라서 예상성능과의 오차를 줄이기 위하여 현재 단공인 인젝터에 swirl을 주는 등 개선이 필요할 것이다.

이후 진행될 사항은 연소실의 압력을 측정하여 연소시 나타나는 연소 불안정 현상을 연구하는 것이다. 그리고 산화제가 기체 산소이므로 일정한 양의 산화제를 공급하기 위해 소너 노즐을 여러 개 제작하여 산화제의 질량 유동율에 따른 연소율의 변화를 측정할 계획이다.

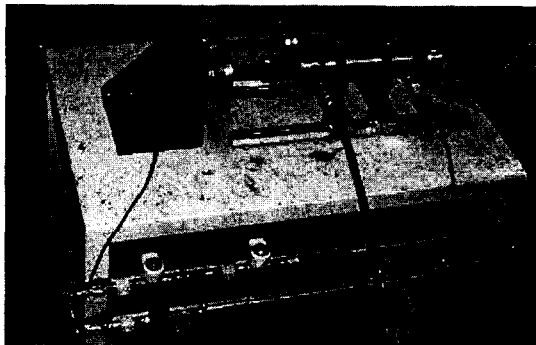


Fig. 5. 실험장치의 전체 구성도



Fig. 6. 노즐 후방에서 본 화염

참 고 문 헌

1. W. R. Humble, N. G Henry and J. W. Larson, "Space Propulsion Analysis And Design", Space Technology Series, McGraw Hill, Inc., pp.365~368, 1995.
2. R. Shanks, and M. K. Hudson, "A Labscale Hybrid Rocket Motor for Instrumentation Studies", *Journal of Pyrotechnics*, Issue 11, 2000.
3. Yuasa, S., Shimada, O., Inamura, 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.
4. 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.
5. 하윤호, 이창진, 하이브리드 모터의 연소특성 연구를 위한 실험장치 구성, 2002 춘계 항공우주학회 학술대회, pp.467-470, 2002.
6. W. R. Humble, N. G Henry and J. W. Larson, "Space Propulsion Analysis And Design", Space Technology Series, McGraw Hill, Inc., pp.107~120, 179~441, 611, 711~712, 1995.
7. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", 6th Ed., John Wiley & Sons, Inc., pp.502~521, 1992 US Patent 577519 Jul., 1998