

Lab-scale 하이브리드 로켓 점화장치 개발

유 덕 근⁺ · 김 진 곤 (*한국항공대학교) · 길 성 만(**스페이스 리서치)

The Development of Lab-Scale Hybrid Rocket Ignition System

Doc-Koon Yoo⁺ · Jin-Kon Kim* · Seong-Mahn Kil**

ABSTRACT

For Lab-scale Hybrid Rocket's Ignition, It is needs of heat source to vaporize solid fuel. We used Nichrome wire which has a electric resistance for ignition. But Ignition system by using Nichrome wire is not only the disposable system, but also the system which has an affect on the Hybrid rocket's structures(nozzle throat diameter). The new Ignition system composed of Butane+Propane gas' supply devices and spark plug. RPL(Rocket Propulsion Lab.) perform the hybrid rocket experiments over 50 times by using new ignition system. The fact that is possible to throttle the Thrust in hybrid rocket is confirmed

1. 서 론

하이브리드 로켓이란 산화제를 포함한 고체연료로 구성된 고체로켓과 액체 연료와 액체 산화제를 기반으로 한 액체로켓을 혼합한 로켓으로 산화제와 연료가 따로 저장되어 있고, 점화원과 같이 특별한 에너지가 가해지지 않으면 연소가 일어나지 않아 폭발위험성이 적고 안전하다. 고체로켓과는 달리 Throttling Stop & Restart가 가능하다. 탄화수소계열의 Polymer계열의 고체연료는 연소 후 독성물질을 배출하지 않아 환경친화적이다. 구조적으로 간단하고 경제적이므로

불구하고 액체로켓과 비슷한 성능(Isp)을 낼 수 있다.

그러나 하이브리드 로켓은 고체연료의 후퇴율이 낮고, bulk density가 작고, 연소가 진행됨에 따라 O/F ratio가 변화한다. 또한 경계층 확산 연소의 특성상 연소효율이 낮은 단점을 가지고 있다.

본 실험실에서는 전기저항을 이용하여 열을 발생시키는 니크롬선을 이용하여 점화장치로 사용하였다. 그러나 니크롬선은 1회용일 뿐만 아니라 연소기 후방에 장착되기 때문에 연소기 노즐 Sizing에 있어 많은 문제점을 가지고 있었다. 본 연구에서는 산업전반에 널리 쓰이고 있는

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 (Hankuk Aviation Univ., Dept of Aerospace & Mechanical Engineering)

** (주) 스페이스 리서치 로켓추진 연구소(Space Research Co. Rocket Propulsion Lab.)

가스 토치의 부품과 기술을 응용하여 Lab-scale 하이브리드 로켓 점화장치를 개발하여 Stop & Restart가 가능하고 Throttling 실험을 수행하는데 그 목적이 있다.

2. 실험장치

하이브리드 연소기 실험장치는 크게 4가지로 나눌 수 있다. 연소기와 노즐 그리고 연료(고체 연료는 One-Post cylindrical 형상)가 장착되어 있는 하이브리드 연소기, 산화제 공급배관, 점화장치, 그리고 마지막으로 데이터 획득(DAQ) 장치로 구성되어 있다. [Fig. 1]

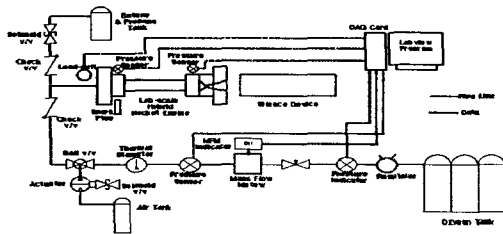


Fig 1. Lab-Scale 하이브리드 로켓 실험장치 구성도

2.1 점화장치

기존의 실험에서 점화원으로 니크롬선을 사용하였다. [Fig 2]

12V, 24V를 순차적으로 흘려 보내주어 니크롬선의 발열특성을 이용한 점화장치는 연소가 가능한 고체연료의 기체화하는 데에는 충분한 열량을 가지고 있으나 1회용으로만 사용가능하고, 연소기 후방에 장착되어야 하기 때문에 노즐 Sizing하는 데에 어려움이 있다.



Fig 2. 니크롬선을 이용한 점화장치

본 실험에서는 일반 산업현장에서 사용되고 있는 가스토치의 개념을 응용하여 부탄+프로판 가스와 산화제를 혼합하여 점화원인 Spark Plug

를 이용하여 Lab-scale 하이브리드 로켓 점화장치를 설계·제작하였다. 점화장치는 부탄+프로판을 연결하는 Connector, 가스공급제어 밸브(Solenoid v/v), 역화 방지용 Check v/v, 점화원으로 사용되는 Spark Plug로 구성되어 있다.[Fig 3] 점화장치의 구성품은 Fig 3과 같이 Injector 앞쪽에 장착된다. 그러나 Swirler 장착 시 Butane+Propane 가스가 연소기에 도달하기 전에 점화되는 문제점을 해결하기 위해 Pre-chamber에 장착된다.

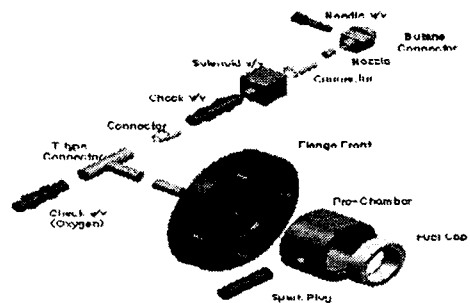


Fig 3. 하이브리드 로켓 점화장치 3-D 개념도

점화방식은 초기 산화제(산소)를 분사시켜 연소기에 일정량의 산소가 있는 상태에서 부탄+프로판 가스를 분사시킴과 동시에 Spark Plug를 작동시켜 화염이 고체연료를 따라 전파되면서 연료를 기체화시키는 정지확산화염 방식이다 이 상태에서 Main 산화제를 분사시켜 기체화된 고온의 연료와 만나 연소를 진행시킨다.

2-2. 하이브리드 연소기

하이브리드 연소의 단점인 낮은 연소효율을 증가시키기 위해 연소기(고체연료)와 노즐 사이에 후방연소공간을 만들어 장착시켰다.

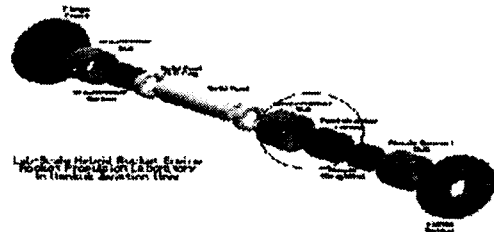


Fig 4. 하이브리드 연소기 3-D 형상도 Lab-Scale Hybrid Rocket Motor는 Fig. 4와 같이

공급된 산화제의 압력측정을 위해 압력 센서와 Spark Plug가 장착된 pre chamber와 고체연료가 장착되어 있는 Combustion chamber, 연소압력을 측정하고 후방연소공간으로 사용된 Post-chamber 그리고 노즐로 구성되어 있고, 양끝 단에 있는 Flange를 볼트를 이용하여 고정하였다. Pre-chamber와 Nozzle 그리고 Post-chamber는 Graphite를 제작되어 고온의 열을 견딜 수 있게 하였다.

고체연료는 Poly-Ethylene을 사용하였고, 연소기 재질은 Stainless steel 304로 제작하였다.

연소기 앞부분은 하이브리드 연소기의 추력을 측정할 수 있는 Load-cell이 장착되어 있다.

2.3 배관구성

본 실험을 위해 구성된 산화제 공급배관은 Fig 5와 같이 구성되어 있다. 산소 Tank의 압력을 조절하는 Regulator와 압력 Indicator, Needle v/v, Mass Flow Meter, 압력 센서, Ball v/v와 Ball v/v를 구동시키기 위한 Actuator, Actuator를 구동시키기 위한 Air 공급배관, 산소온도를 측정하는 Thermal Diameter, 역화 방지용 Check v/v로 구성되어 있다. [Fig 1]

2.4 데이터 획득(DAQ) 장치 구성

하이브리드 로켓 실험 수행 시 구동제어가 필요한 장치는 Main 산화제 공급배관의 Ball v/v를 작동시키기 위한 Actuator 작동 Solenoid v/v와 Butane+Propane 가스 공급을 제어하는 Solenoid v/v 그리고 Spark Plug 작동이 있다. 본 실험에서는 각각의 실험장치를 LabView Program을 이용하여 순차적으로 제어, 파워를 공급할 수 있도록 구성되어 있다.

또한 실험 데이터 획득을 위해 사용된 센서로는 배관과 Pre-chamber에 장착되어 있는 압력센서, 연소실 압력을 측정하기 위한 고온용 압력센서, 추력 측정을 위한 로드셀, 산화제 공급유량을 측정할 수 있는 Mass Flow Meter등이 있다. 각각의 센서들은 Ampere 혹은 Voltage값으로 Analog Signal이 컴퓨터에 내장되어 있는 A/D Converter에 의해 저장된다.

데이터 획득에 필요한 DAQ Card와 SCB-68등

모든 장비는 National Instrument사 제품을 사용하였다.

3. 실험결과

3.1 점화장치

점화장치의 신뢰성을 확보하기 위해 점화를 위한 정확한 Sequence는 LabView Program을 이용하여 산화제 공급(7-8s) - 부탄+프로판 가스 공급(8s) - Spark Plug 작동(8.5s) - Main 산화제 공급(10s)의 시간을 정확히 제어하였다.

실험결과 산화제와 부탄+프로판이 공급된 후 Spark Plug를 작동시켰을 때 Pre-chamber에서 화염생성에 필요한 혼합비가 이루어진 지점에서 폭발과 비슷한 현상 후 화염이 고체연료를 통해 노즐 쪽으로 전파되어 고체연료가 기체화되고 주 산화제가 공급되면 기체화된 연료와 만나 확산화염을 형성하여 연소가 진행됨을 볼 수 있었다. [Fig 5]

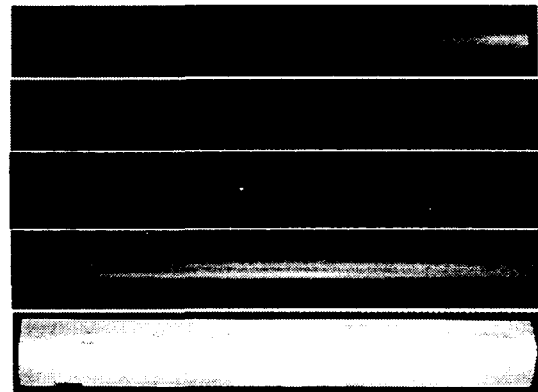


Fig 5. 점화단계별 고체연료내부의 화염형상

하이브리드 로켓연소는 산화제 공급만을 조절함으로써 Throttling 할 수 있는 장점을 가지고 있다. [Fig 7]은 점화장치를 이용하여 연소 시킨 후 산화제 공급만을 조절함으로써 하이브리드 로켓의 Throttling을 나타내는 추력 곡선이다.

Lab-scale 하이브리드 로켓 Throttling 실험조건은 Table 1과 같다.

Table 1. 하이브리드 로켓 Throttling 실험 조건

| | |
|---------------------|-------------------|
| 연료 | PE(Poly-Ethylene) |
| 산화제 | GOx |
| 산화제 공급압력 | 17 kgf/cm^2 |
| 산화제 공급 시간 | 8.3 ~ 8.7 sec |
| | 10 ~ 15 sec |
| | 16 ~ 20 sec |
| | 21 ~ 25 sec |
| Butane+Propane 공급시간 | 9 ~ 10 sec |
| Spark plug 작동시간 | 9 ~ 10 sec |

추력 Throttling 그래프에서 처음 8sec 사이의 점화를 위한 초기 산화제 공급을 나타낸 그림이다. Throttling은 3번에 걸쳐 5초, 4초, 4초씩 1초의 간격을 두고 산화제 공급을 해주었으며, 시간이 경과함에 따라 추력이 증가하는 것은 고체연료 Port가 증가함에 따라 연료의 양과 산화제의 양이 증가했기 때문이다. 두 번째 Throttling에서부터 보이는 Fluctuation은 장착되어 있는 로드셀의 진동으로 해석할 수 있다.

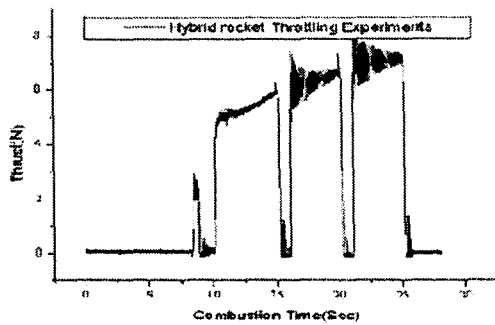


Fig 6. 하이브리드 로켓의 추력 곡선

총 연소시간은 13 sec 동안 추력은 조금씩 증가하였으나, 평균적으로 6N 정도로 측정되었으며 고체연료의 Regression rate는 0.49117mm/s 이다. Fig 7은 고체연료(PE)의 연소 전·후의 형상을 나타낸 그림이다.

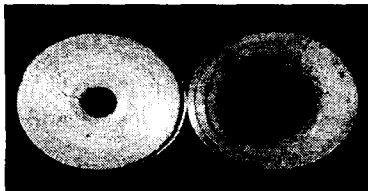


Fig 7. 고체연료의 연소 전·후의 형상

4. 결 론

1. 일반 산업현장에서 사용되고 있는 가스토치의 부품과 기술을 응용하여 Stop & Restart가 가능하고 연소기 형상(노즐)에 영향을 주지 않는 Lab-scale 하이브리드 로켓 점화장치를 개발하였다.

2. 본 연구에서는 개발된 점화장치를 이용하여 총 50여 회의 실험을 안정적으로 할 수 있었다. 또한 하이브리드 로켓의 Throttling 성능실험을 수행하였다.

후 기

이 논문은 창천문화재단 연구지원사업의 일환으로 수행되었으며 이에 감사 드립니다.

참고 문헌

- 1) George P. Sutton, Oscar Biblarz, " Rocket Propulsion Elements" , Wiley Interscience, Seventh Edition, pp 579-606
- 2) Ronald W. Humble, Gary N. Henry, Wiley J. Larson " Space Propulsion analysis and Design" McGraw-Hill, pp 365-439
- 3) 국태승 " 하이브리드 연소에서 연료에 따른 연소특성에 관한 실험적 연구" 석사학위논문, 2003, 한국항공대학교
- 4) Nathan William, Hardin Smith "Facility Design and Testing of Micro-Hybrid Rocket Engines." AIAA meeting paper 2001-0005, 2001.
- 5) Rajeshwar Dayal swami, Alon Gany " Analysis and testing of similarity and scale effects in hybrid rocket motors" Faculty of Aerospace Engineering Israel Institute of Technology, 2001