

하이브리드 로켓 클러스터링 모델의 동시 점화 및 유량 분배 연구

박선정* · 문근환* · 이창우** · 이영석** · 강소영** · 문희장**†

A Study on the Simultaneous Ignition and Flow Distribution of Hybrid Rocket Clustering Model

Sunjung Park* · Keunhwan Moon* · Changwoo Lee** · Yeongseok Lee** · Soyoung Kang** · Heejang Moon**†

ABSTRACT

This study aims to acquire a basic clustering technology of hybrid rocket motor for lunar lander, including the oxidizer flow distribution characteristic and the simultaneous ignition characteristic. The experimental setups were established to conduct a series of ground firing test of a clustered motor. The gaseous oxygen (GOX) and the HDPE (High Density PolyEthylene) were used as the oxidizer and the solid fuel, respectively. Experimental results which are the simultaneous pyrotechnic ignition characteristic, the oxidizer distribution characteristic and the pressure traces of each combustion chamber imply that the hybrid rocket clustered motor works successfully

초 록

본 연구는 달착륙선을 위한 하이브리드 추진 시스템의 기초 연구로서 동시 점화 및 산화제 유량 분배를 통한 클러스터링 연구를 수행하였다. 클러스터링 연소 실험을 위해 지상 연소 실험 시스템을 구축하였으며, 산화제와 연료는 각각 기체 산소(gas oxygen)와 고밀도 폴리에틸렌(High Density Poly Ethylene)을 사용하였다. 실험 결과 화약 점화를 사용한 동시 점화 장치는 동일한 시점에 점화가 되었으며, 유량 분배 장치를 통해 비교적 균일하게 산화제 분배가 이루어져 각 연소실 내에서의 압력이 비교적 동일하게 나타난 것을 확인하였다.

Key Words: Hybrid Propulsion System(하이브리드 추진 시스템), Clustering(클러스터링), Ignition System(점화 시스템), Oxidizer Distributor(유량분배장치)

1. 서 론

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

달 착륙에 성공한 국가에서는 이원 추진시스

템이 적용된 달착륙선을 활용하여 달 착륙에 성공하였다. 이원 추진시스템의 경우 산화제와 연료를 동시에 제어하여 추력제어를 수행하기 때문에 시스템이 복잡하고 고도의 제어 기술이 요구되며 추진시스템의 개발에 많은 비용이 필요하다. 이에 우주 추진기술 선진국에서는 경제적이고 안전한 추진시스템을 개발하여 달 탐사에 적용하기 위한 연구를 활발히 진행하고 있으며 최근 하이브리드 추진시스템을 이용한 연구가 활발히 진행되고 있다[1,2,3].

고체 추진 시스템은 기술적인 문제없이 클러스터링이 가능하지만, 추력 제어가 어렵다는 단점이 존재하며, 액체 추진 시스템의 클러스터링에는 신중한 시스템 설계가 필요하다. 따라서 산화제와 연료가 각각 분리되어있는 하이브리드 추진시스템에 클러스터링을 적용하는 것이 상대적으로 설계적인 측면의 장점을 갖는다는 연구 결과가 보고된 바 있다[4].

하이브리드 추진시스템은 고유의 연소 메커니즘인 난류산화연으로 인해 연료의 기화를 위한 예열구간이 존재하며, 연료의 기화 후 산화제 공급이 되는 시점에 점화가 이루어진다. 따라서 클러스터링 모델에서의 핵심 기술은 초기 동시 점화를 위한 기술과 동일 추력을 발생 시킬 수 있도록 엔진에 동일한 산화제 유량을 공급하는 기술이라 할 수 있다.

본 연구에서는 하이브리드 로켓을 달착륙선에 적용하기 위한 기초 연구로 소형 하이브리드 로켓에 클러스터링을 적용하기 위한 동시점화 및 유량 분배에 대한 실험을 진행하였다.

2. 점화 장치 및 유량 분배 장치

2.1 점화 장치

일반적으로 하이브리드 로켓에서의 점화 장치는 토치 점화[5] 또는 화약점화 장치를 사용하며, 과산화수소와 아산화질소를 산화제로 사용하는 경우 촉매 반응을 통해 점화하는 방식이 사용되기로 한다[6,7].

토치 점화는 점화 산소 및 점화 연료를 함께

공급하여 점화를 수행하는 방식으로 각각의 공급을 제어하기 위한 밸브가 장착되어 시스템이 복잡해지는 단점이 있다. 또한 촉매 점화 방식의 경우 촉매 분해를 위한 촉매 시스템 제작에 따른 기술적 어려움과 특히 아산화질소를 사용하는 경우 수 백℃ 정도 예열을 시켜줘야 하므로 빠른 점화를 유도하는데 어려움이 있다[6].

따라서 본 연구에서는 단순한 시스템으로 동시점화를 수행하기 위해 화약 점화 방식을 사용하였다. 화약 점화 방식은 질산칼륨(KNO_3)과 솔비톨(Sorbitol)을 혼합하여 제작한 점화화약을 예열 플러그를 이용하여 점화 시키는 방식으로 제작된 점화기는 Fig. 1과 같다.

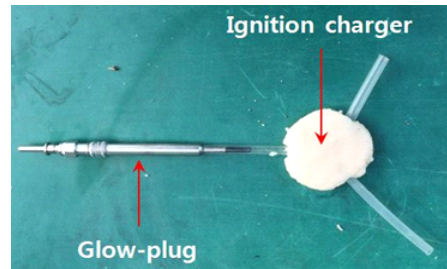


Fig. 1 Ignition system of hybrid rocket

제작된 점화기의 동시 점화 특성을 확인하기 위해 산화제는 공급하지 않고 연료만 장착한 2개의 연소실에서 화약을 점화 하여 발생하는 압력을 측정하였으며 실험 결과는 Fig. 2와 같다.

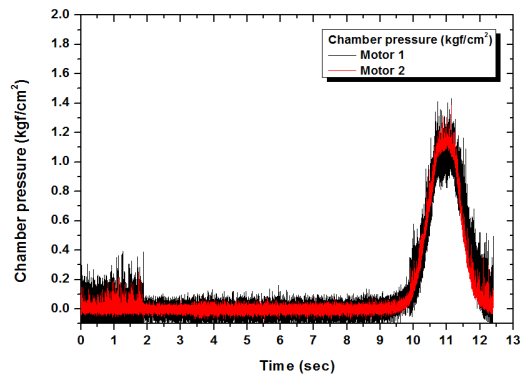


Fig. 2 Chamber pressure curve to simultaneous ignition

Fig. 2는 동시 점화 실험에서 측정된 연소실 압력 선도를 나타낸 것으로서, 동일한 시점에 연소실 압력이 증가하는 것을 확인할 수 있다.

따라서 현재 구축된 점화 시스템에서의 시간 지연은 발생하지 않으며 연료를 기화시키기 위한 열원의 발생 시점이 동일한 것으로 판단된다.

2.2 유량 분배 장치

각각의 연소실에 동일한 산화제 유량을 공급하기 위한 유량 분배 장치는 선행 연구 사례를 참고하여[8] 설계였으며 최종 설계 형상은 Fig. 3과 같다.

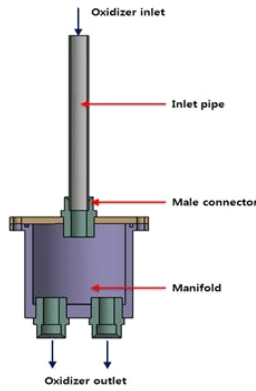


Fig. 3 Configuration of oxidizer distributor

2.3 유동 해석

설계된 유량 분배 장치의 제작에 앞서 동일한 유량이 배출되는지 파악하기 위해 상용 프로그램 Comsol CFD module을 이용하여 유동 해석을 수행하였다[9].

Table 1. CFD Model setting and Input conditions

Turbulent model	κ - ϵ model
Turbulent model type	RANS
Fluid	GO ₂ (at 30 bar, 13 °C)
Inlet (g/sec)	79.8
Outlet (bar)	1

Stationary Turbulence로 가정하였으며, 해석을 위한 설정 조건은 Table 1과 같다.

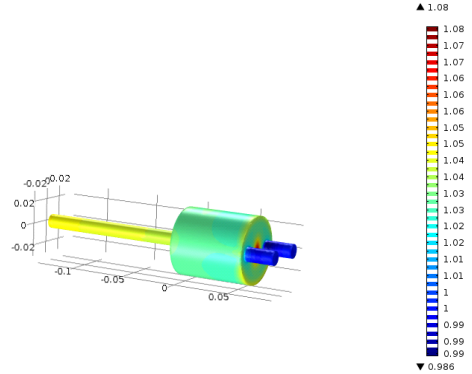


Fig. 4 Distribution of internal pressure distribution

Fig. 4는 유량 분배 장치의 압력분포를 나타낸 것이며 각 Port에서의 유량은 Table 2와 같다.

Table 2. Flow analysis result

	Design (g/sec)	CFD Result (g/sec)	error (g/sec)
Port1	39.9	39.7	- 0.2
Port2	39.9	40.1	+ 0.2
Total	79.8	79.8	-

유량 분배 해석 결과와 설계 값을 비교하였을 때 각 port 별로 비교적 균일하게 유량이 분배되는 것을 확인할 수 있었다.

2.4 유량 분배 검증 실험

해석 결과를 검증하기 위하여 유량 분배 실험을 Cold Test로 수행하였다.

유량 분배 장치를 사용하여 2개의 배관에 동일한 양의 산화제가 공급되는지 확인하기 위해 Fig. 5와 같이 각 배관에 체적 유량계(Turbine Flowmeter)를 설치하여 유량을 측정하였다.



Fig. 5 Flow distribution experimental setup

Fig. 6은 유량 분배 장치를 통해 분배된 산화제 유량을 체적 유량계로 측정된 결과로서 2개의 배관에서의 유량이 동일하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 따라서 유량 분배 장치에서 동일한 양의 산화제가 공급된다고 판단할 수 있다.

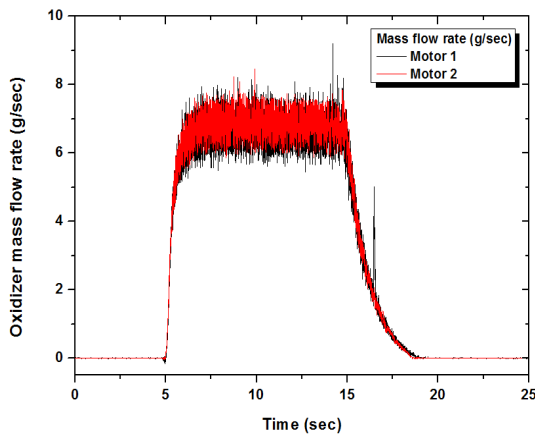


Fig. 6 Oxidizer mass flow rate trace

3. 클러스터링 모델 검증 실험

3.1 실험 장치

하이브리드 로켓의 클러스터링 실험을 위해

별도의 지상 연소 실험 장치를 구축하였다. 지상 연소 실험 장치는 연소 및 산화제 공급 배관을 장착하기 위한 테스트 베드, 산화제 공급시스템, 추력 및 압력 데이터 획득과 밸브 제어를 위한 제어 시스템으로 Fig. 7과 같이 구성하였다.

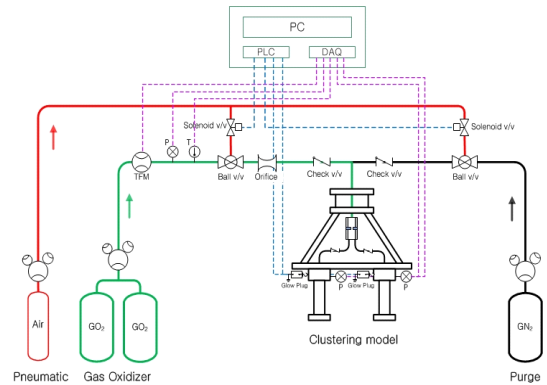


Fig. 7 Schematic of experimental setup

3.2 클러스터링 모델 연소 실험 결과

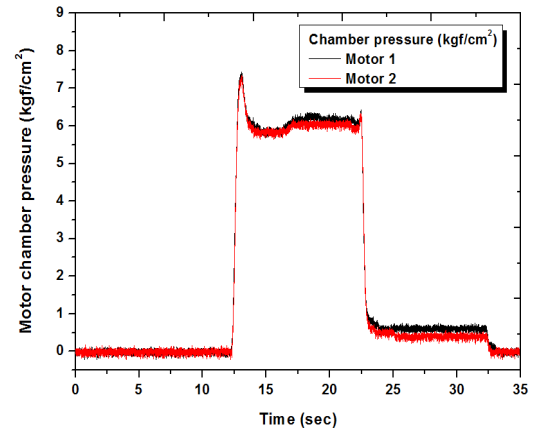


Fig. 8 Chamber pressure curve during combustion time

Fig. 8은 클러스터링 모델의 연소 실험에서 측정된 연소실 압력을 나타낸 것으로서 앞선 동시 점화 실험과 마찬가지로 동일한 시점에 연소가 시작된 것을 확인할 수 있다. 또한 연소 초반 두 연소실의 압력이 유사하게 측정되었으나, 연소

시간 17초 이후에 Motor 1에서의 연소실 압력이 다소 높게 나타난 것을 확인할 수 있다.

Table 4는 실험을 통해 측정된 각 연소기의 평균 연소실 압력과 연소 전, 후의 질량 변화를 나타낸 것으로서 Motor 1에서 Motor 2 보다 5.8g의 연료가 더 연소된 것을 확인할 수 있다.

Table 4. Combustion test result

	Averaged Chamber pressure (kgf/cm ²)	Burned fuel mass (g)
Motor 1	5.83	58.3
Motor 2	5.72	52.5

Motor 1의 연소실 평균 압력이 높은 것은 상대적으로 많은 연료가 연소되었기 때문이며, 실제 Motor 1으로 산화제가 더 공급된 것으로 판단된다.

따라서 각각의 Motor에 균일한 산화제를 공급하기 위해서는 유량 분배기 뿐만 아니라 산화제 공급 유량을 제어할 수 있는 유량 제어 시스템이 필요할 것으로 사료된다.

4. 결론

본 연구에서는 하이브리드 로켓을 달착륙선에 적용하기 위한 기초 연구로서 소형 하이브리드 로켓 클러스터링 모델의 동시 점화 및 유량 분배에 대한 연구를 수행하였다.

클러스터링에서의 핵심 기술인 동시점화와 유량 분배를 위해 화약 점화 장치를 제작하고, 유량분배 장치를 설계 및 제작하였으며 클러스터링 연소를 위한 연소 실험 시스템을 구축하였다.

클러스터링 모델의 연소 실험 전에 유량 분배 장치의 검증에 Cold-flow test를 수행하였으며 실험 결과 2개의 배관에서의 산화제 질량 유량이 동일하게 측정되는 것을 확인하였다. 또한 2개의 하이브리드 로켓 모터를 클러스터링하여 연소 실험을 수행하였다. 실험 결과 두 연

소실이 동시에 점화되었으며 연소실 압력이 비교적 동일하게 나타나는 것을 확인하였다.

추후 4개의 소형 하이브리드 로켓 모터 클러스터링 연소 실험과 정밀한 유량 분배를 위한 유량 제어 시스템을 구축하여 하이브리드 로켓 클러스터링 모델의 산화제 유량 제어 및 연소 특성 연구를 수행할 예정이다.

후기

“이 논문은 2017년도 정부(미래창조과학부)재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(NRF-2013M1A3A3A02042277)”

참고 문헌

1. F. Martin, A. Chapelle, O. Orlandi, P. Yvart, Hybrid Propulsion Systems for Future Space Applications“, 46th AIAA/ASME/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, Nashville, 2010.
2. A. Karabeyoglu, J. Stevens, D. Geyzel, B. Cantwell, “High Performance Hybrid Upper Stage Motor“, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits, San Diego, 2011 Technique, "Physics of Fluids", Vol. 4, No. 7, pp. 1510-1520, 1992.
3. SPARTAN project, World Wide Web location, <http://www.spartanproject.eu>
4. Daisuke Nakata, Kazuki Yasuda, Shuhei Horio, and Kazuyuki Higashino. "A Fundamental Study on the Hybrid Rocket Clustering for the Rocket Sled Propulsion System", 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, Salt Lake City, 2016
5. 유덕근, 김진곤, 길성만, “Lab-scale 하이브리드 로켓 점화장치 개발,” 한국추진공학회 2003년도 추계학술대회 논문집, pp. 122-125,

- 2003.
6. 안성용, 진정근, 정은상, 권세진, “과산화수소 촉매분해를 이용한 파라핀 및 PE 하이브리드 로켓의 자연 점화 특성,” 한국추진공학회지 제13권 제5호, pp. 48-56, 2009.
 7. 용승주, 김태규, “N₂O 촉매 분해를 이용한 하이브리드 로켓 자연 점화 연구,” 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회 논문집, pp. 202-205, 2010. 1987.
 8. 김병준, 김수택, 마종환, 나정희, “매니폴드 형상에 따른 유동 분배 특성 연구,” 대한기계학회 2012년도 추계학술대회 논문집, pp. 2881-2882, 2012.
 9. Comsol CFD Module
<https://www.comsol.com/cfd-module>