

論文

하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 산화제 유량제어 연구

김계환*, 문근환**, 김진곤*, 문희장*

Oxidizer Flow Rate Throttling for Thrust Control of Hybrid Rocket

Kye-Hwan Kim*, Keun-Hwan Moon**, Jin-Kon Kim* and Hee-Jang Moon*

ABSTRACT

In this study, control of oxidizer mass flow rate and verification of control system were performed for hybrid rocket thrust control application. Oxidizer flow control system consists of ball valve and stepping motor where gaseous oxygen was used for oxidizer at feeding pressure of 10, 20 and 30 bar. According to experimental results, the oxidizer mass flow rate showed a relatively linear increment as ball valve open angle increases regardless of feeding pressure. In addition, the level of the oxidizer flow rate was kept almost constant at each sequence of flow control with ball valve during the 20 seconds of operation.

Key Words : Thrust Control(추력 제어), Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Oxidizer Flow Rate Control(산화제 유량 제어)

Nomenclature

a	: regression rate coefficient, error of measurement device	\dot{m}_p	: propellant mass flow rate
A_p	: fuel port area	n	: regression rate exponent
A_t	: nozzle throat area	P_c	: chamber pressure
C_F	: thrust coefficient	\dot{r}	: regression rate
C^*	: characteristic velocity	ρ_{fuel}	: fuel density
F	: thrust	k	: expanded uncertainty coverage factor
G_{ox}	: oxidizer mass flux	$u(E_i)$: B type standard uncertainty
\dot{m}_f	: fuel mass flow rate	U	: expanded uncertainty
\dot{m}_{ox}	: oxidizer mass flow rate	U_c	: combined standard uncertainty

1. 서 론

하이브리드 로켓은 고체 및 액체추진 시스템에 비해 경제적이고 안정성이 높은 장점을 가지고 있어 소형 위성 발사체, 과학로켓(sounding rocket), Spaceship2와 같은 우주 여객선으로 활용하기 위한 활발한 연구가 진행되고 있다[1-3].

2014년 12월 11일 접수 ~ 2014년 12월 27일 심사완료
논문심사일 (2014.12.26, 1차)

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과
연락처, E-mail : hjmoon@kau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

하이브리드 로켓은 고체 추진 시스템과 비교하여 추력제어 및 재시동이 가능하다는 장점이 있으며 특히 액체 추진 시스템과 비교하여 산화제의 유량 조절 만으로 추력제어가 가능하며 시스템이 단순한 장점을 가지고 있다[4, 5].

이러한 장점으로 최근 하이브리드 로켓을 달 탐사선의 추진 시스템으로 적용하기 위한 연구가 진행되고 있다. 특히 유럽에서는 ORPHEE(Original Research Project on Hybrid Engine in Europe)를 통해 하이브리드 로켓을 달착륙선 추진 시스템으로 적용하기 위한 개념설계 및 적용 가능성 검증 등 기초 연구가 진행되었다[1].

Figure 1은 ORPHEE 프로젝트에서 제시한 하이브리드 로켓을 이용한 달 탐사 시나리오 및 탐사선에 적용된 하이브리드 로켓의 형상을 나타낸 것이다. 달착륙선의 추진 시스템은 주 엔진 1개와 외부 보조 엔진 3개를 클러스터링한 형태로서 외부 보조 엔진의 추력제어를 통해 연착륙(soft-landing)을 수행한다.

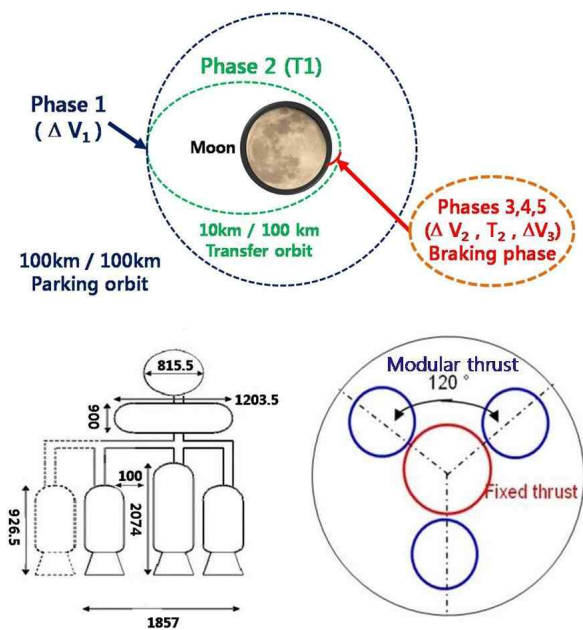


Fig. 1 Moon landing scenario and hybrid propulsion system of ORPHEE project [1]

따라서 본 연구는 하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 기초 연구로서 볼밸브와 스텝모터를 이용하여 산화제 유량제어 시스템을 구축하고 유량제어 특성에 대한 연구를 수행하였다.

2. 본 론

2.1 하이브리드 로켓의 추력 제어 관계식

하이브리드 로켓의 추력제어가 산화제 유량제어를 통해 이루어지는 과정은 다음의 관계식들로 설명 할 수 있다[6].

$$F = C_F \cdot P_c \cdot A_t \quad (1)$$

식(1)에서 노즐 형상과 관련된 추력계수(C_F)와 노즐목 면적(A_t) 두 가지 변수를 배제 하면 추력은 연소실 내부압력(P_c)에 영향을 받는다. 연소실 내부압력은 식(2)와 같이 나타 낼 수 있으며 식(3)으로 표현된 추진제 질량 유량에 의해 영향을 받는다.

$$P_c = \frac{\dot{m}_p \cdot C^*}{A_t} \quad (2)$$

$$\dot{m}_p = \dot{m}_{ox} + \dot{m}_{fuel} \quad (3)$$

하이브리드 로켓에서 가장 중요한 변수는 고체 연료의 후퇴율로 식(4)와 같은 경험식으로 표현된다.

$$\dot{r} = a G_{ox}^m \quad (4)$$

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p} \quad (5)$$

$$\dot{m}_{fuel} = \rho_{fuel} \cdot A_b \cdot \dot{r} \quad (6)$$

식(5)에서 산화제 유량을 조절하면 후퇴율 및 식(6)의 연료 질량 유량 변화가 발생하여 식(2)의 연소실 내부 압력이 변한다.

따라서 하이브리드 로켓에서는 공급되는 산화제의 질량 유량을 제어하여 추력제어가 가능하다.

2.2 실험 장치 구성

하이브리드 로켓 산화제 유량제어 실험을 위해 Fig. 2와 같은 시스템을 구축하였다. 산화제 유량제어 시스템은 산화제 공급시스템, 유량제어 밸브 시스템, 데이터 획득 및 제어 시스템으로 구성되어 있다. 실험을 위한 산화제는 기체 산소(gas oxygen)를 사용하였다.

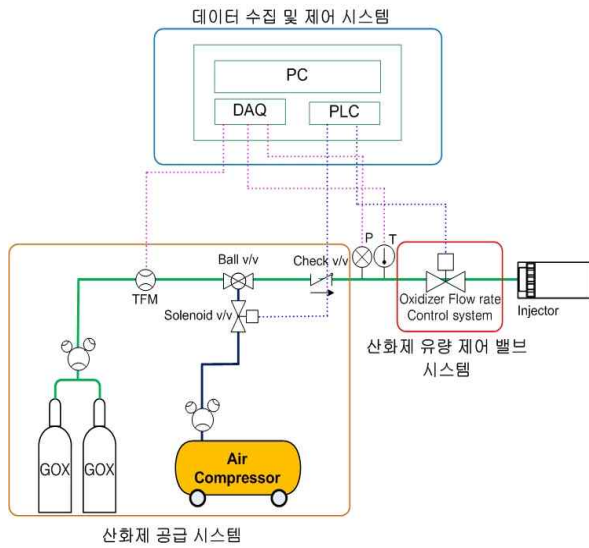


Fig. 2 Oxidizer flow rate control experimental setup

Figure 3은 산화제 유량제어 밸브 시스템으로서 볼밸브와 스텝모터를 결합하였다. 볼밸브와 스텝모터 사이에는 밸브 개방에 지장이 없도록 플렉시블 커플링(flexible coupling)을 이용하여 연결하였다.

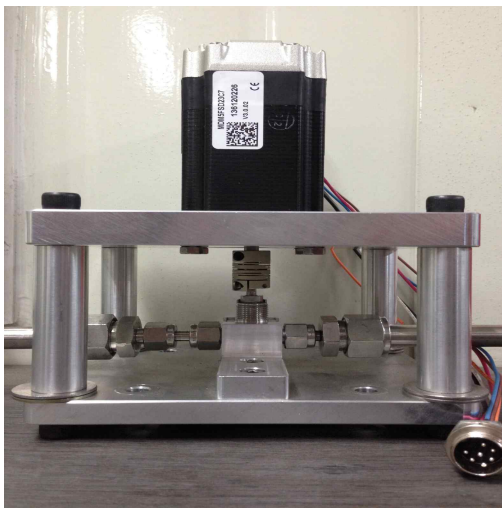


Fig. 3 Oxidizer flow control valve system

2.3 밸브 및 모터 선정

본 연구에서는 산화제 유량제어를 위해 볼밸브를 사용하였으며 DK-LOK 사의 밸브를 활용하였으며 제원은 Table 1과 같다[7].

Table 1. Specification of DK LOK valve

Valve series	DK-LOK V82A-D2T
Orifice diameter (inch)	1/8
Temperature Rating (°C)	-54 ~ 65
Pressure Rating (bar)	172

또한 밸브 구동을 위한 모터는 충분한 토크를 낼 수 있고 정밀한 각도 제어가 가능한 IMS 사의 MDrive 23 Plus을 사용하였으며 제원은 Table 2와 같다[8].

Table 2. Specification of IMS stepping motor

Max. Resolution (°/ Step)	1.8
Min. Resolution (°/ Step)	0.007
Holding Torque (N-cm)	169
Motor Run Torque (N-cm)	147

Figure 4는 스텝모터 구동에 필요한 펄스 (Pulse) 신호와 펄스 시간을 나타낸 것으로서, 1 펄스는 하이 시간과 로우 시간으로 이루어지며 스텝모터는 1 펄스당 1 스텝을 이동하는 방식으로 구동 된다. 본 연구에서는 밸브개방 각도를 9° 씩 변화하도록 설정하였으며 펄스를 구성하고 있는 하이 및 로우 시간을 3 ms로 설정하여 9° 이동 시 30 ms가 소요되도록 실험을 수행하였다. 또한 볼밸브의 개방 특성에 의해 스텝모터의 구동은 시계방향 및 반시계방향으로 구동할 수 있도록 설정하였다.

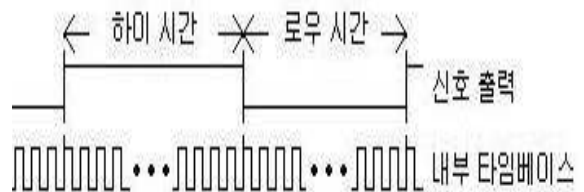


Fig. 4 Pulse signal of stepping motor

2.4 공급압력 및 각도제어에 따른 유량제어 실험 결과

Figure 5는 공급압력 및 볼밸브 개방 각도 별 산화제의 평균유량을 나타낸 것으로서 공급 압력별로 볼밸브 개방 각도를 제어한 결과 유량이 선형적으로 증가하는 구간을 확인할 수 있다. 밸브 최소 개방 각도는 45°로 이는 볼밸브 내부 형상에 의해 45° 미만의 각도에서는 볼밸브 개방 각도 변화에 의한 유량 공급이 이루어지지 않기 때문이다.

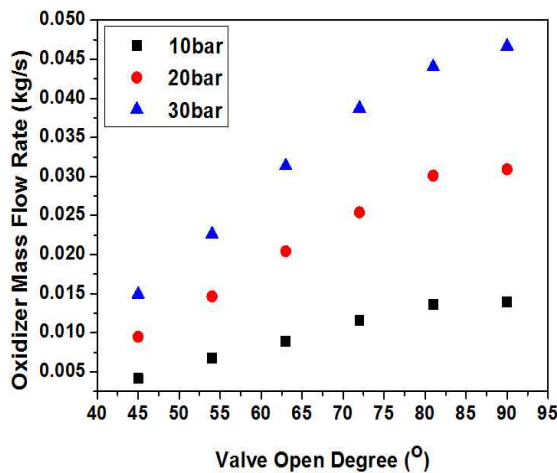


Fig. 5 Oxidizer mass flow rate control

2.5 유량 공급 중 각도 변화에 따른 유량제어 실험 결과

Figure 6은 연소시간을 25 sec로 가정하여 볼밸브의 각도 변화에 의한 유량 제어 실험을 수행한 것이다. 실험결과 각각의 구간 내에서 산화제가 일정한 유량으로 공급됨을 확인할 수 있다.

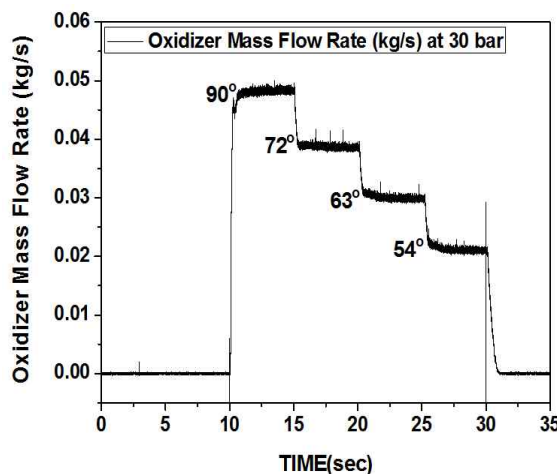


Fig. 6 Oxidizer mass flow rate during total operating time

2.6 산화제 유량 제어 실험의 불확실도 분석

Figure 7은 시계 및 반시계 방향으로 밸브를 구동할 때 산화제 평균 유량을 나타낸 것으로서 대부분 재현성을 가지고 있으나 평균 유량에서 일부 오차(valve open degree 81°)가 있음을 확인할 수 있다. 이에 구축된 산화제 유량 제어 시스템의 재현성 검증을 위해 B형 측정 불확실도 분석을 수행하였다.

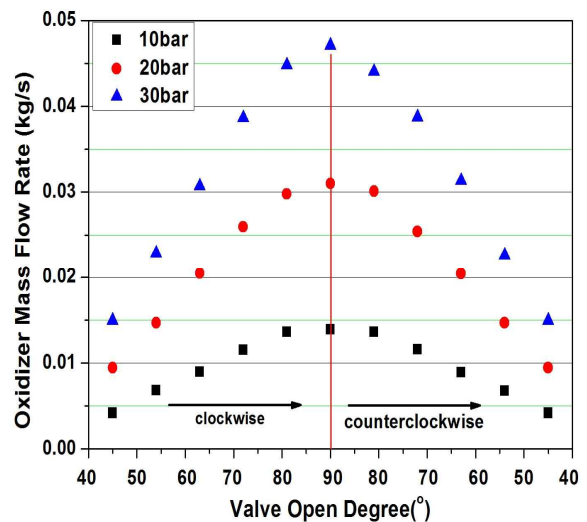


Fig. 7 Reproducibility of oxidizer mass flow rate control

B형 측정 불확실도는 실험기기의 오차를 이용하여 분석을 수행하는 것으로서 각 장비들의 제조사에서 제공하는 오차와 식(7)~(8)에 의해 계산된다[9, 10].

$$u(E) = \frac{a}{\sqrt{3}} \tag{7}$$

$$U = k U_c(E) = k \sqrt{u^2(E_1) + u^2(E_2) + \dots} \tag{8}$$

Table 3는 산화제 유량 제어 시스템을 구성하고 있는 구성품들과 불확실도 계산 결과를 나타낸 것으로 산화제 유량 제어 시스템의 확장 불확실도는 2.88%로 계산된다.

Table 3. Uncertainty analysis of oxidizer flow rate control system

Device	U_c	U ($k = 1.96$)
Turbine flow meter	1.47	2.88
Thermocouple		
Pressure Transducer		
MDrive 23		
PCI-6250		
SCXI-1125		

Figure 8은 밸브를 시계방향 및 반시계 방향으로 구동하여 측정된 유량을 불확실도를 포함하여 나타낸 것으로서 불확실도의 범위를 오차막대 (error bar)로 나타내었다. 실험 결과 시계방향 및 반시계 방향으로 구동하였을 때 유량을 오차 범위 내에서 큰 차이 없이 재현되는 것을 확인할 수 있었으며 위의 결과로부터 스텝모터의 구동에 따른 밸브 개방의 오차는 작은 것으로 판단된다.

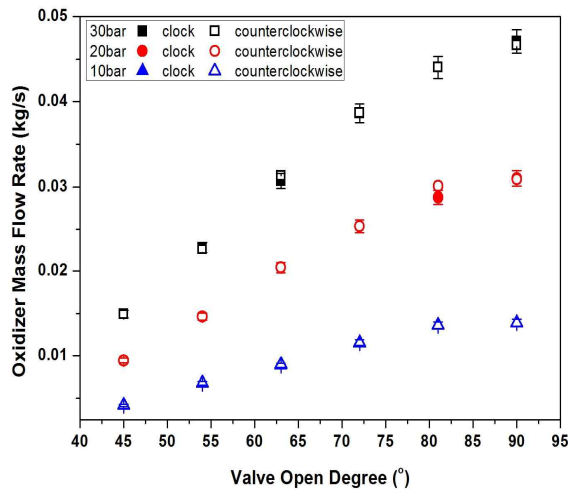


Fig. 8 Oxidizer mass flow rate variation including uncertainty

3. 결 론

본 연구는 하이브리드 로켓을 달 탐사 추진 시스템으로 적용하기 위한 기초 연구로서 추력제어를 위한 산화제 유량 제어에 대한 연구를 수행

하였다. 산화제 유량 제어를 위해 볼밸브와 스텝모터를 이용하여 유량 제어 시스템을 구축하였다.

기체산소를 이용한 산화제 유량제어 실험을 통해 볼밸브 개방 각도에 따라 유량이 선형적으로 증가하는 구간을 확인하였다. 공급 압력의 변화와는 무관하게 유량 변화의 선형성을 유지할 수 있었다. 또한 연소과정을 가정하여 산화제 유량 공급 도중 밸브 각도 변화에 대하여 각 구간 별로 유량을 일정하게 유지시킬 수 있어 하이브리드 로켓의 추력제어를 위한 유량제어 시스템의 볼 밸브 적용이 유효함을 확인하였다. 추후 볼밸브를 활용한 유동 면적변화를 통한 산화제 유량제어 시스템에 대하여 액체 산화제에 대한 유효성 검증이 필요할 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(우주기초분야, NRF-2013M1A3A3A02042277)

참고문헌

- 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
- 3) Soojong Kim, "Regression Characteristics of the Cylindrical Multiport Grain in Hybrid Rockets", Journal of Propulsion and Power, Vol. 29, No. 3, 2013, pp.573~581.
- 4) Oh, H. Y., Moon, S. H., Huh, H. I., "Flow rate control of gaseous oxygen for a HTPB/GO2 Hybrid Rocket", KSPE Fall Conference, KSPE, 2004, pp.251~254.
- 5) Choi, J. S., Kang, W. K., Huh, H. I., "Study of Thrust Control Performance Improvement for hybrid rocket applications", Journal of the KSPE, Vol. 15, No. 1, KSPE, 2011, pp. 55-62.

6) George P. Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements" 7ed, John Wiley & Sons, INC., New York, 2001.

7) DK-LOK, <http://www.dklok.com>

8) IMS, <http://motion.schneider-electric.com>

9) 최주호, 홍성수, "압력 측정 시스템의 불확도 평가", 2002한국군사과학기술학회지, 제5권, 제1호, pp. 15-23

10) 김수중, 문희장, 김진곤, "하이브리드 로켓 모터에 대한 연소 실험 측정 불확도", 한국항공운항학회지, 제19권, 제1호, 2011, pp. 7-14.