

달 탐사를 위한 하이브리드 추진 시스템 추력제어

문근환^a · 한승주^a · 김학철^a · 김계환^b · 김진곤^b · 문희장^{b,*}

Thrust Control of Hybrid Propulsion System for Lunar Exploration

Keunhwan Moon^a · Seongjoo Han^a · Hakchul Kim^a · Kyehwan Kim^b ·
Jinkon Kim^b · Heejang Moon^{b,*}^aGraduate School of Department of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea^bSchool of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: hjmoon@kau.ac.kr

ABSTRACT

A feasibility study of thrust control of hybrid propulsion system for lunar exploration is presented. The thrust control experiments were performed by controlling the oxidizer mass flow rate where the thrust modulation is carried by using a ball valve and a stepping motor. The gaseous oxygen (GOX) and the HDPE (High Density PolyEthylene) were used for the oxidizer and solid fuel, respectively. It was found that the thrust levels were stable without much fluctuation during the modulation period, and that the thrust was exactly controlled with target thrust modulation ratio of 53% and 32%.

초 록

본 연구는 달 탐사 적용을 위한 하이브리드 추진 시스템의 기초 연구로서 산화제 유량 제어를 통한 추력제어 연구를 수행하였다. 산화제 유량 제어를 위해 볼밸브(ball valve)와 스텝 모터(steping motor)를 이용하여 유량 제어 시스템을 구축하였으며, 산화제 및 연료는 각각 기체 산소(gas oxygen)와 고밀도 폴리에틸렌(High Density PolyEthylene)을 사용하였다. 실험 결과 산화제 유량 제어를 통해 목표 추력 제어 비율(53%, 32%)로 추력제어가 이루어 졌으며, 각각의 구간 내에서 추력이 일정하게 유지 되는 것을 확인 하였다.

Key Words: Lunar Exploration(달 탐사), Hybrid Propulsion System(하이브리드 추진 시스템), Thrust Control(추력제어), Oxidizer Flow Rate Control(산화제 유량 제어)

Received 3 June 2014 / Revised 8 November 2014 / Accepted 15 November 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회(2014. 5. 29-30, 서울대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

 a : regression rate coefficient A_b : fuel burn area

$A_{p,avg}$: averaged fuel port area
A_t	: nozzle throat area
C_F	: thrust coefficient
C_{exp}^*	: experimental characteristic velocity
C_{theo}^*	: theoretical characteristic velocity
F	: thrust
$G_{ox,avg}$: averaged oxidizer mass flux
\dot{m}_f	: fuel mass flow rate
\dot{m}_{ox}	: oxidizer mass flow rate
\dot{m}_p	: propellant mass flow rate
n	: regression rate exponent
P_c	: chamber pressure
\dot{r}	: regression rate
ρ_f	: fuel density
η_c	: characteristic velocity efficiency

1. 서 론

1960~70년대 아폴로 계획을 통해 최초로 인류가 달에 착륙한 이후, 20년 이상 중단되었던 달 탐사는 2000년대에 들어서 미국을 비롯한 중국, 일본, 인도 등 다수의 국가의 달 탐사 계획[1,2]으로 다시 고조되고 있으며, 국내에서도 2020년까지 달 탐사를 수행하기 위한 활발한 연구가 진행되고 있다[3,4].

달 탐사, 특히 달 착륙에 있어서 필수적인 기술은 연착륙(soft-landing)을 위한 추력제어이며 현재까지 달 탐사를 시도한 대부분의 국가에서는 액체 추진시스템을 이용한 추력제어를 통해 달 탐사를 수행하였다. 이러한 액체 추진 시스템의 경우 정밀한 추력제어가 가능하지만, 산화제 및 연료 각각의 유량을 모두 조절하여 추력제어를 해야 하므로 시스템이 복잡하다는 단점[5,6]이 있다. 이러한 단점들로 인해 최근 경제성과 안전성 측면에서 고체 및 액체 추진 시스템에 비해 높은 장점을 가지고 있으며, 산화제 유량 제어만으로 추력을 제어 할 수 있는 하이브리드 추진 시스템을 달 탐사선에 적용하고자 하는 연구[7]가 진행되고 있다. 특히 유럽에서는 ORPHEE(Original Research Project on Hybrid

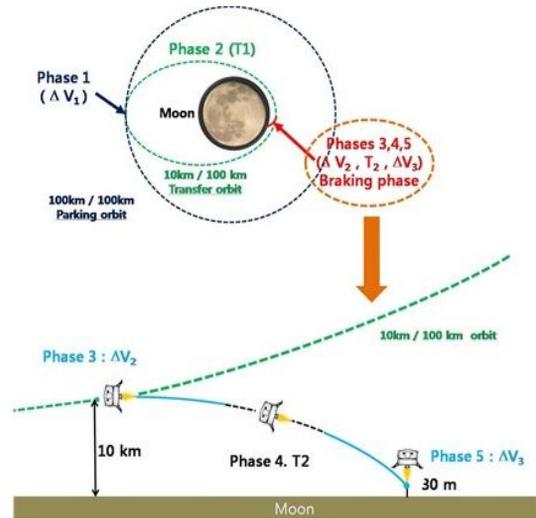


Fig. 1 Moon landing scenario of ORPHEE project[7].

Engine in Europe) 프로젝트[7]를 통해 하이브리드 추진 시스템을 적용한 달 착륙선의 개념설계 및 클러스터링 기술, 추력제어 및 자세제어 기술 연구가 진행되었다.

Fig. 1은 ORPHEE 프로젝트에서 제안하고 있는 하이브리드 추진 시스템을 이용한 달 탐사 시나리오를 나타내고 있다. 달착륙선 추진 시스템은 총 4개의 하이브리드 엔진을 클러스터로 구축한 형태로서 중앙 주 엔진과 3개의 외부 보조 엔진의 추력제어를 통해 달 착륙을 수행한다.

본 연구에서는 달 탐사에 적용하기 위한 하이브리드 추진 시스템의 기초 연구로 불밸브와 스템 모터를 이용한 산화제 유량제어 시스템을 구축하여 산화제 유량 제어를 통한 하이브리드 추진 시스템의 추력제어 특성에 대한 연구를 수행하였다.

2. 본 론

2.1 하이브리드 추진 시스템 추력제어 관계식

하이브리드 로켓 연소에서의 연료 후퇴율 식은 Marxman[8]에 의해 제안된 이론식을 바탕으로 일반적으로 Eq. 1과 같은 경험식이 사용되고 있다.

$$\dot{r} = a G_{ox.avg}^{n_{ox}} \quad (1)$$

산화제 질량 유량(\dot{m}_{ox})을 조절하면 Eq. 2와 같이 연료 포트(A_p)를 통과하는 산화제 질량 유속(G_{ox})이 변화하게 되며, 이로 인해 후퇴율(\dot{r})이 변화하게 된다.

$$G_{ox.avg} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_{p.avg}} \quad (2)$$

이러한 후퇴율의 변화는 Eq. 3과 Eq. 4의 연료 질량 유량 및 전체 추진제 공급 유량을 변화시켜 Eq. 5의 연소실 내부 압력이 변하게 되며, 최종적으로 Eq. 6과 같이 추력의 변화를 가져온다. 특성 속도 효율(η_{cs})은 95%[9]로 가정하였다.

$$\dot{m}_f = \rho_f A_b \dot{r} \quad (3)$$

$$\dot{m}_p = \dot{m}_{ox} + \dot{m}_f \quad (4)$$

$$P_c = \frac{\dot{m}_p \eta_c^* C_{theo}^*}{A_t} \quad (5)$$

$$F = C_F P_c A_t \quad (6)$$

따라서 위의 관계식들에 의해 하이브리드 추진 시스템은 산화제 공급 유량을 조절함으로써 추력을 조절 할 수 있다.

2.2 실험 장치 및 실험 조건

하이브리드 추진 시스템의 추력제어를 위해 Fig. 2와 같은 산화제 유량제어 및 연소 실험 장치를 구성하였다. 실험 장치는 크게 산화제 유량 제어, 점화, 연소기, 데이터 획득 및 제어 시스템의 네 부분으로 구성되어 있다. 실험의 전 과정은 PLC(Program Logic Control)을 통해 제어되며 National Instrument 사의 DAQ 보드와 LabVIEW 프로그램을 이용하여 각 센서의 데이터를 획득하였다. 추력 제어 연소 실험을 위해 산화제와 연료는 각각 기체 산소(gas Oxygen)와

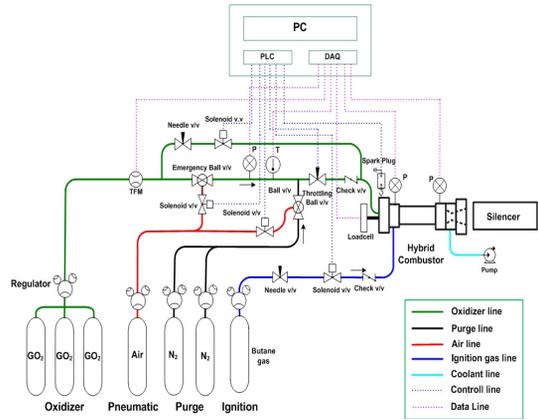


Fig. 2 Schematic of experimental setup.

Table 1. Specification of combustion test.

Oxidizer	Gas oxygen
Solid Fuel	HDPE (High Density PolyEthylene)
Oxidizer supply pressure (bar)	30
Total combustion time (sec)	15
Initial port diameter (mm)	20
Outer diameter (mm)	50

고밀도 폴리에틸렌(high density polyethylene)을 사용하였으며 실험 조건은 Table 1과 같다.

2.2.1 산화제 유량제어 및 연소기 시스템

Fig. 3은 하이브리드 추진 시스템의 추력 제어를 위한 산화제 유량제어 시스템으로서 볼밸브(ball valve)와 스텝 모터(steping motor)를 이용하여 제작하였다. 볼밸브와 스텝 모터 사이는 밸브 개방을 위해 회전하는 동안 회전축 정렬이 일치하지 않더라도 밸브 개방에 지장이 없도록 플렉시블 커플링(flexible coupling)을 이용하였다. 제작된 산화제 유량제어 시스템은 기존 오리피스(orifice) 위치에 설치하여 연소 실험 시 산화제 유량을 조절 할 수 있도록 하였다.

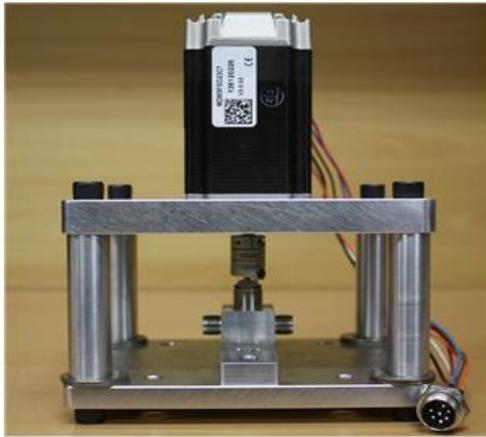


Fig. 3 Oxidizer flow rate control system.

Fig. 4는 본 연구에서 사용한 하이브리드 연소기를 나타낸 것으로 전후방 연소실(pre and post-chamber) 및 단공(single-port) 형태의 고체 연료 그레인(grain)과 노즐로 구성되어 있다. 전방 연소실에는 점화를 위한 점화 시스템이 연결되어 있으며, 전방 및 후방 연소실에는 연소 중 연소실의 압력 변화를 측정하기 위해 Kistler사의 고온용 압력 센서(Kistler type 6061B)를 설치하였다. 또한 연소 실험 시 발생하는 추력 변화를 측정하기 위해 로드셀(load cell)을 설치하였다. 추력을 발생시키는 노즐은 연소 중 노즐 목의 삭마를 방지하기 위해 수냉식 냉각 장치가 설치된 구리 합금 노즐을 사용하였다.

2.2.2 추력 제어 범위 선정

본 연구에서의 추력 제어 범위는 현재 국내의 달 탐사 계획으로 확정된 시나리오가 없어 Fig. 5와 같이 미국 NASA에서 수행한 Apollo 17[10]의 달 착륙 시나리오의 대표적 추력 제어 비율을 기준으로 선정하였다. Apollo 17의 달 착륙 운용 시나리오에서의 대표적 추력 제어 비율은 초기 100% 추력을 시작으로 하여 단계적으로 53%, 32%까지 추력을 제어하여 달 착륙을 수행하였다.

본 연구에서는 최대 목표 추력을 5 kgf로 설정하여, 추력 제어 범위는 초기 100% 추력인 5 kgf를 시작으로 순차적으로 2.65 kgf (53%)과 1.65 kgf (32%)로 설정하였다.

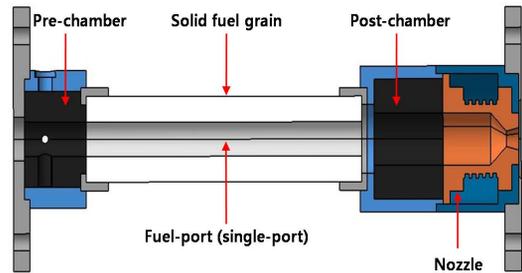


Fig. 4 Schematic of hybrid rocket motor.

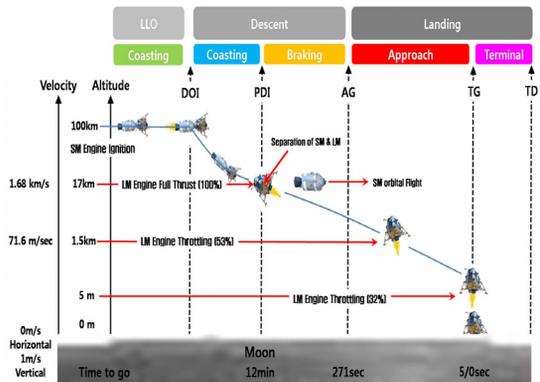


Fig. 5 Moon landing scenario of apollo 17[10].

Table 2. Parameters used in internal ballistic.

Solid fuel port diameter (mm)	20
Solid fuel length (mm)	200
Nozzle throat diameter (mm)	9
Nozzle exit diameter (mm)	13
Thrust coefficient (C_F)	0.9
O/F	8
Characteristic velocity (C^*) (m/sec)	1400~1420

2.2.3 하이브리드 추진 시스템 내탄도 설계

본 연구에서 사용한 하이브리드 연소기의 내탄도 설계는 Eq. 1~6과 더불어 CEA(Chemical

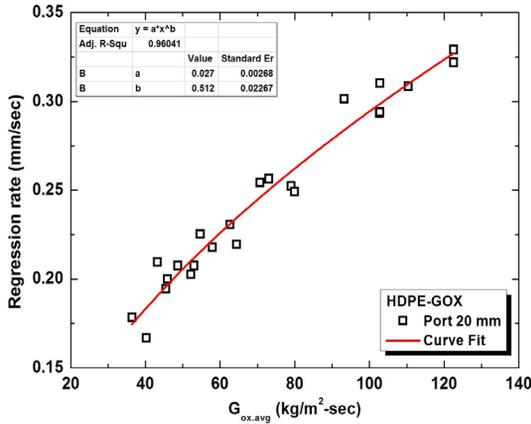


Fig. 6 Oxidizer mass flux vs regression rate.

Equilibrium with Applications) code[11]를 사용하여 설계를 수행하였다. 내탄도 설계는 목표 추력을 5 kgf, 2.65 kgf, 1.65 kgf로 설정하였으며, 초기 내탄도 설계 시에는 기존 Lab-scale 연구에 사용된 노즐의 형상을 이용하였다. 연소실 압력은 목표 추력값과 추력계수를 이용하여 Eq. 6으로부터 도출하였다. 이후 CEA 해석과 포트 직경 20 mm 일 때의 고체연료 후퇴율 식을 이용하여 고체연료의 길이를 결정하였다. 내탄도 설계 시 사용된 인자들은 Table 2와 같다.

또한 내탄도 설계에 사용된 고체연료의 후퇴율은 Eq. 7과 같으며 Fig. 6을 통해 알 수 있듯이 직경 20 mm에 대한 평균 산화제 질량 유속의 지수 n 및 상수 a를 경험적으로 도출하였다[12].

$$\dot{r} = 0.0271 C_{o,avg}^{0.512} \quad (7)$$

3. 실험 결과

3.1 산화제 유량제어 실험 결과

산화제 유량제어를 통한 추력제어 실험을 위해 우선적으로 기체 산소를 이용한 산화제 유량제어 특성에 대한 연구를 수행하였다. Fig. 7은 산화제 공급압력을 30 bar로 설정하고 연소시간을 20 sec로 가정하여 실험 시간 중 볼밸브 개방 각도를 변화시켜 산화제의 유량 변화를 측정

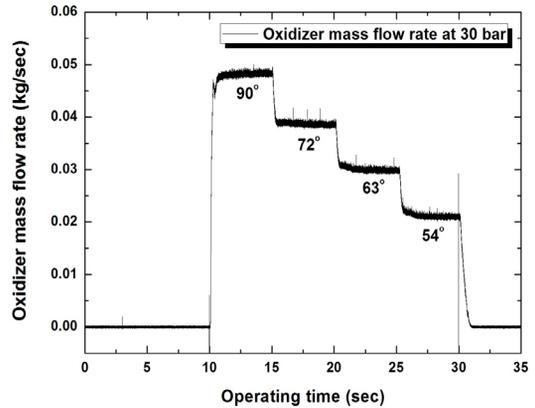


Fig. 7 Variation of oxidizer mass flow rate on valve open degree.

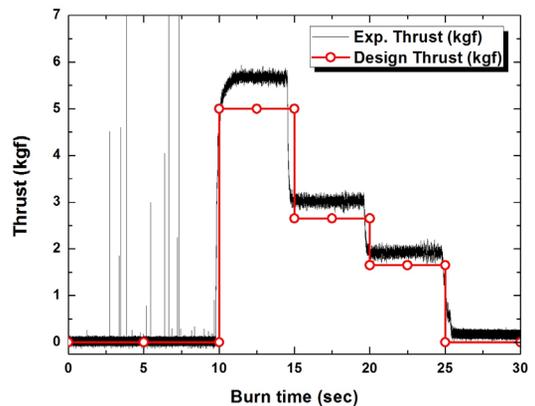


Fig. 8 Time trace of thrust control : experimental vs design thrust.

것이다. 유량제어 실험 결과 각각의 구간 내에서 산화제가 일정한 유량으로 공급됨을 확인할 수 있다.

Fig. 8은 산화제 유량제어를 통한 추력제어 실험 결과를 나타내고 있다. 앞선 산화제 유량제어 실험 결과와 유사한 형태의 추력 변동이 발생하였으며, 각각의 추력제어 구간에서 평균 5.70 kgf, 3.02 kgf, 1.88 kgf로 추력이 일정하게 유지되는 것을 확인할 수 있다. 그러나 실험을 통해 측정된 초기 추력은 약 5.7 kgf로서 설계 목표 추력 5 kgf 보다 높은 값을 보이고 있으며, 다른 추력 제어 구간에서도 차이가 발생함을 확인할 수 있다.

Table 3. Design pressure vs experimental pressure.

Thrust modulation (%)	100	53	32
Design Pressure (bar)	8.56	4.50	2.80
Exp. Pressure (bar)	9.10	5.03	3.25
Design Thrust (kgf)	5.0	2.65	1.65
Exp. Thrust (kgf)	5.70	3.02	1.88
Thrust Error (%)	14.0	13.9	13.9

Table 4. Results of hybrid rocket design.

Solid fuel port diameter (mm)	20
Solid fuel length (mm)	150
Nozzle throat diameter (mm)	7.7
Nozzle exit diameter (mm)	11.6
Nozzle expansion ratio	2.25
Thrust coefficient (C_F)	1.24

3.2 산화제 유량제어를 통한 추력제어 실험 결과

Table 3은 연소실 설계 압력과 실험에서 측정된 연소실 압력을 나타낸 것으로서 실험에서 측정된 연소실 압력이 높게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이러한 연소실 압력 증가로 인해 실제 추력이 설계 추력보다 높게 나타난 것으로 판단된다.

이와 같이 연소실 압력이 설계 압력보다 크게 나타난 이유는 실제 연료의 연소량이 설계치보다 크게 발생했기 때문인 것으로 사료된다. 이에 실험 후 내탄도 설계를 재 수행한 결과, Table 4와 같이 노즐 형상 및 고체연료 길이를 도출할 수 있었다.

재설계 결과, 노즐 목 직경은 약 8 mm 이며 고체연료 길이는 150 mm 로서 초기에 사용된 고체연료 길이(200 mm) 보다 짧은 값이 도출되었다. 따라서 초기의 200 mm 연료 길이가 최적화된 길이보다 증가하였기 때문에 연료의 연소량이 증대되어 압력이 증가한 것으로 판단된다.

Table 3의 설계 추력과 실제 추력 값을 비교해 보면 모든 추력제어 범위에서 14% 근처의 유사한 오차를 보이고 있다. 상대적으로 큰 압력 오차와는 달리 유사한 추력 오차가 도출된 이유에 대한 추가 연구가 필요할 것으로 사료된다.

본 연구를 통해 알게 된 주요 내용 중 하나는

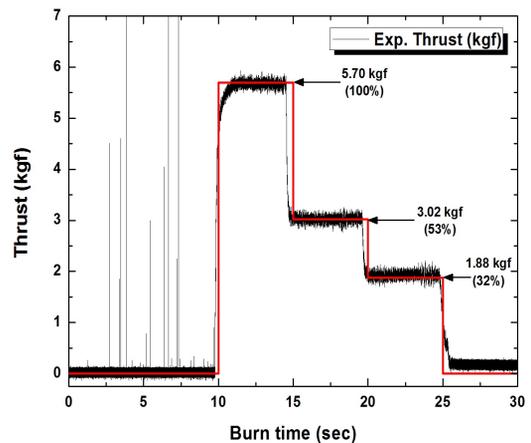


Fig. 9 Thrust modulation during burn time.

하이브리드 추진기관의 추력제어가 해당되는 각 목표 추력 범위에서 일정하고 안정적인 추력 크기를 유지하고 있어 향후 하이브리드 로켓의 단계별 추력제어가 용이할 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구는 달 탐사를 위한 하이브리드 추진 시스템의 기초 연구로서 산화제 유량제어를 이용한 추력제어 연구를 수행하였다. 산화제 유량

제어를 위해 볼밸브와 스텝모터를 이용한 유량 제어 시스템을 구축하였으며, 실험 결과 볼밸브 개방에 따라 각각의 구간 내에서 산화제 유량이 일정하게 공급되는 것을 확인하였다. 추력제어 실험 결과 산화제 유량제어 실험 결과와 유사한 형태로 추력 변화가 일어났으며 각 추력 구간 내에서 큰 섭동 없이 안정적으로 추력이 유지됨을 확인 하였다. 그러나 초기 추력은 설계 추력인 5 kgf 보다 높은 5.7 kgf로 측정되었으며, 이는 내탄도 설계 시 연료 길이 차이로 인해 실제 연료의 연소량이 증가하였기 때문인 것으로 판단된다. 또한, 상대적으로 큰 압력 오차와는 달리 유사한 추력 오차가 도출된 이유에 대한 추가 연구가 필요할 것으로 사료된다. 따라서, 정확한 추력제어를 위해 내탄도 재설계 및 추력 신호를 입력 받아 목표 추력에 도달 할 수 있도록 스텝모터를 제어하기 위한 Closed-Loop 방식의 제어가 필요할 것으로 사료된다.

후 기

이 논문은 2014년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(우주기초분야, NRF-2013M1A3A3A02042277)

References

1. Moon, Y.J., "Conceptual Design of Lunar Exploration Mission," Master Dissertation, Korea Advanced Institute of Science and Technology, 2011.
2. Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), "KAGUYA(SELENE) World's First Image Taking of the Moon by HDTV," World Wide Web location <http://global.jaxa.jp/index.html/>, 2007.
3. Choe, N.M., Young, S.S., Ju, G.H., Lee, S.R. and Sim, E.S., "Validity and Mission of Korean Lunar Exploration," 2008 KSAS Fall Conference, Jeju, Korea, pp. 1288-1291, Nov. 2008.
4. Kim, S.K., Yu, M.J., Choi, J.Y. and Lee, J. W., "Preliminary Design of Lunar Lander Ground Test Model," 2011 KSPE Spring conference, Uiwang, Korea, pp. 27-30, May 2011.
5. Oh, H.Y., Moon, S.H. and Huh, H.I., "Flow Rate Control of Gaseous Oxygen for a HTPB/GO₂ Hybrid Rocket," 2004 KSPE Fall Conference, Seoul, Korea, pp. 251-254, Oct. 2004.
6. Choi, J.S., Kang, W.K. and Huh, H.I., "Study of Thrust Control Performance Improvement for Hybrid Rocket Applications," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 1, pp. 55-62, 2011.
7. Martin, F., Chapelle, A., Orlandi, O. and Yvart, P., "Hybrid Propulsion Systems for Future Space Applications," 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, T.N., U.S.A., AIAA 2010-6633, Jul. 2010.
8. Marxman, G.A., Wooldrige C.E. and Muzzy, R.J., "Fundamentals of Hybrid Boundary Layer Combustion," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 15, pp. 185-522, New York, N.Y., U.S.A., 1964.
9. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2001.
10. Robert, A.B., "Lunar Module Descent Simulation," World Wide Web location <http://www.braeunig.us/apollo/LM-descent.html>, 2009.
11. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1996.

-
12. Yoon, C.J., Song, N.Y., Yoo, W.J., Jeon, C.S., Kim, J.K., Sung, H.G. and Moon, H.J., "Performance Analysis of PE-GOX Hybrid Rocket Motor, Part I : Regression Rate Characterisitcs," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 2, pp. 71-78, 2007.