

論文

펄스폭 변조기 기반 추력 제어기를 이용한 달 착륙선 지상시험모델의 경로 추종 성능 연구

양성욱*, 손종준*, 이상철**

A Study on the Path Tracking Performance of Lunar Lander Demonstrator using a PWM-based Thrust Controller

Sung-Wook Yang*, Jong-Jun Son* and Sang-Chul Lee**

ABSTRACT

A lunar lander demonstrator developed for the purpose of demonstrating lunar landing technologies recently in Korea. The thruster control system of the lunar lander demonstrator adopted the main thrusters for altitude control and the reaction thrusters for attitude control. In this paper, we propose a path tracking controller base on Euler angles. The control signals of the controller are of continuous type. And Pulse Width Modulator(PWM) is adopted to provide On/Off signals. We perform MATLAB simulation for evaluating the path tracking performance and the final landing velocity of the lunar lander demonstrator.

Key Words : Lunar Lander(달 착륙선), Demonstrator(지상시험모델), Path Tracking(경로 추종), Thrust Controller(추력제어기), PWM(펄스폭 변조기)

1. 서 론

미래창조과학부에서는 “우주개발사업 세부 실천 로드맵”을 통해 2017년부터 2020년까지 달탐사위성(궤도선) 1호 개발과 2021년부터 2025년까지 달탐사위성(착륙선) 2호 개발을 기본 목표로 우주탐사 프로그램을 수행하려는 계획을 세웠다 [1]. 우주탐사 프로그램을 위한 선행연구로서 달 착륙선 지상시험모델이 개발되었다. 달 착륙선 지상시험모델은 달착륙선의 구조, 추진시스템, 제어시스템 등에 대한 달착륙선의 설계 기술을 검증하기 위한 모델이다[2, 3]. 달 착륙선은 상승, 수평기동, 하강, 터치다운으로 구성된 비행시험을

통해 그 성능이 평가될 예정이고, 비행시험의 제어 시스템 성능 평가지표로는 경로 추종성, 최종 착륙속도 등이 있으며, 이 중 최종 착륙속도는 구조물의 충격에 직접적인 영향을 줌에 따라 달 착륙선 지상시험모델에 대한 정밀한 동역학적 모델링 및 제어기 설계는 필수적이다[3].

달착륙선의 경로 추종을 위해 Akio는 달 착륙선의 참조모델(reference model)을 이용한 비선형 제어 법칙을 제안하였다[4]. 또한, 달 착륙선의 경로 추종을 위한 제어기 설계에 관한 연구로 달 착륙선의 연착륙을 위해 비선형 최적제어 기법을 이용한 유도 법칙을 설계하는 연구도 수행되었다[5, 6]. 하지만, 위치 및 자세를 제어하기 위해 시간에 대해 연속적인 신호를 출력하는 제어기와 달리 달 착륙선 지상시험모델의 고도 및 자세제어를 위한 구동기인 주 추력기(Main Thruster)와 반작용 추력기(Reaction Thruster)는 고유의 특성상 출력이 연속적인 크기로 조절이 되지 않고 일정한 값을 유지한다[7]. 이에 일정한 출력을 발생시키는 추력기의 제어는 시간에 대해

2014년 12월 02일 접수 ~ 2014년 12월 24일 심사완료
논문심사일 (2014.12.16, 1차)

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : slee@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

연속인 제어 입력에 비례하여 추력기 출력의 폭을 변화시키는 On/Off 신호로 변조시키는 방법이 주로 사용된다. On/Off 제어는 온도 제어, 자세 제어 등 다양한 분야에서 사용되고 있으며, 종류로는 뱅뱅(Bang-Bang) 제어, 펄스폭 변조(PWM), 펄스폭 펄스주파수 변조(PWPFM, Pulse Width Pulse Frequency Modulation) 등이 있다.

본 논문에서는 달 착륙선 지상시험모델의 추력기에 대해 펄스폭 변조 방식을 이용하여 제어함으로써 설정된 경로에 대한 오차 및 자세, 추력을 분석하였다. 달 착륙선 지상시험모델의 경로는 상승, 수평이동, 하강으로 구성하였고, 경로 추종을 위한 달 착륙선 지상시험모델의 자세제어기는 오일러각(Euler Angle)을 이용한 비례-미분 제어가 적용되었다[3].

2. 본 론

2.1 달 착륙선 지상시험모델

달 착륙선 지상시험모델에는 고도 제어를 위한 주 추력기와 자세 제어를 위한 반작용 추력기가 장착된다. 관성 좌표계에서 X 축은 지구 중력의 반대 방향, Y 축과 Z 축은 각각 정남과 정동 방향이다. 달 착륙선 지상시험모델의 기체고정 좌표계에서 x_b 축은 주 추력기의 추력 방향이다[3].

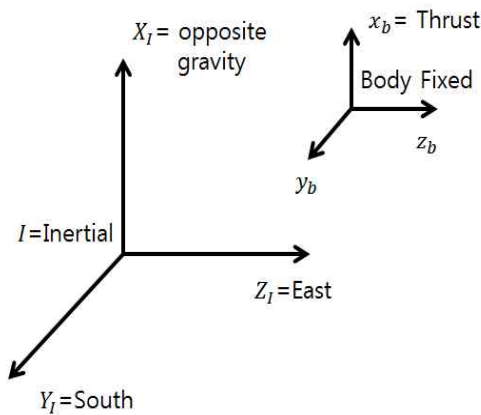


Fig. 1 Coordinate System (Inertial Frame and Body Fixed Frame)

추력기는 가스 제트의 분출을 이용하여 추력을 발생시키고, 발생된 추력 벡터는 달 착륙선 지상 시험모델의 질량 중심에 대한 위치벡터의 곱으로 토크를 발생시킨다. 달 착륙선 지상시험모델의 추력기 반응시간은 밸브 작동 시간, 점화지연 및

비선형적인 지연 등의 영향을 받는다. 따라서, 달 착륙선 지상시험모델의 사실적인 모사를 위해서 추력기 모델링 과정이 필요하다[3, 8]. Fig. 2와 3은 각각 주추력기의 경우 모델링된 추력 형상과 달착륙선 지상시험모델의 추력기 배치 형상이다. Fig. 3에서 볼 수 있듯이 달 착륙선 지상시험모델의 고도는 주 추력기의 추력을 이용하여 $+x$ 축 방향으로 상승하고, 중력을 이용하여 $-x$ 축 방향으로 하강하게 된다. 달 착륙선 지상시험모델의 자세는 반작용 추력기의 반동 토크를 이용하여 변경하게 된다. 달 착륙선 지상시험 모델의 y, z 축 방향의 병진운동은 반작용 추력기의 반동 토크를 이용하여 자세각을 변경한 후, 주 추력기의 추력을 이용한다[8].

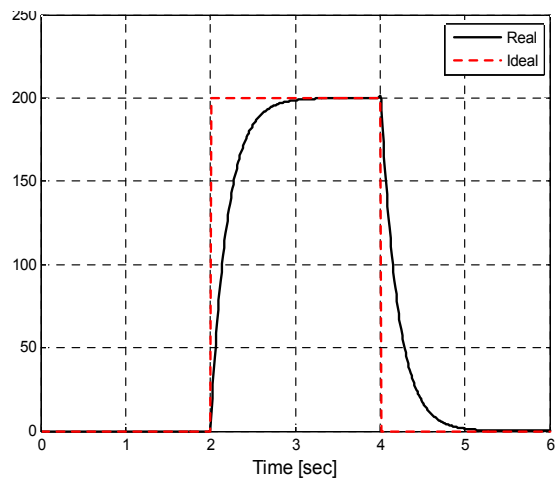


Fig. 2 Thrust Profile Approximation Model

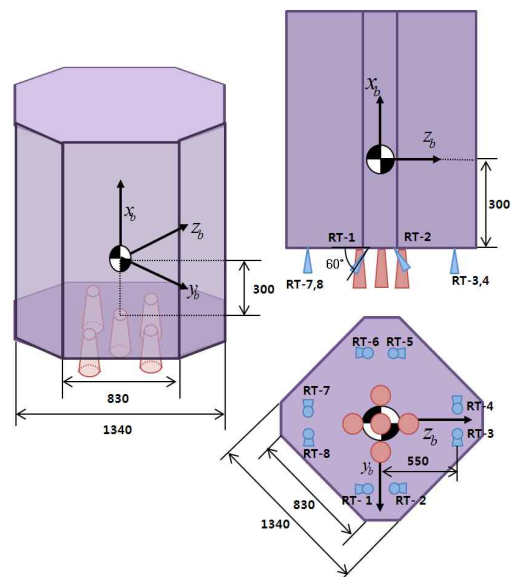


Fig. 3 Thrusters Configuration of Lunar Lander Demonstrator

2.2 오일러각 기반 제어기

달 착륙선 지상시험모델을 강체로 가정했을 때, 식 (1)-(2)는 각각 달 착륙선 지상시험모델의 회전 운동 방정식과 병진 운동방정식을 나타낸다.

$$I_b \dot{\omega} + \omega \times I_b \omega = T_{total} \quad (1)$$

$$m \dot{V} + \omega \times (m V) = F_{total} \quad (2)$$

여기서, $\omega = [\omega_{x_b} \ \omega_{y_b} \ \omega_{z_b}]^T$ 는 기체고정 좌표계에 대한 달 착륙선 지상시험모델의 각속도 벡터이고, $V = [V_{x_b} \ V_{y_b} \ V_{z_b}]^T$ 는 기체고정 좌표계에 대한 선속도 벡터이다. I_b 와 m 은 각각 관성 행렬과 총 질량이다. 달 착륙선 지상시험모델의 오일러각 기반 제어를 설계하기 위해 다음의 가정을 적용하였다[3, 8].

- 식 (1)에서 $T_{total} \gg \omega \times I_b \omega$ 이고, 달 착륙선 지상시험모델의 기동이 크지 않다.
- 식 (2)에서 $F_{total} \gg \omega \times (m V)$ 이고, 달 착륙선 지상시험모델의 기동이 크지 않다.
- 주 추력기의 추력 $F_{m,t}$ 는 반작용 추력기의 추력 $F_{r,t}$ 보다 크기 때문에 $F_{m,t} + F_{r,t} \approx F_{m,t}$ 이다.
- 관성곱은 무시한다.
- ψ 각과 θ 각의 변화는 적다.

위의 가정을 통해 식 (2)는 식 (3)과 같이 간략하게 표현할 수 있다.

$$m \dot{V} = F_{m,t} + F_g \quad (3)$$

식 (3)을 오일러 1-2-3 변환을 이용하여 관성좌표계로 표현하면 식 (4)-(6)과 같다.

$$m \ddot{x} = (\cos\theta \cos\psi) F_{m,t} - mg \quad (4)$$

$$m \ddot{y} = (\sin\phi \sin\theta \cos\psi + \cos\phi \sin\psi) F_{m,t} \quad (5)$$

$$m \ddot{z} = (\sin\phi \sin\psi - \cos\phi \sin\theta \cos\psi) F_{m,t} \quad (6)$$

여기서, ϕ , θ , ψ 는 각각 오일러 1-2-3 변환의 오일러각이며, g 는 지구의 중력가속도이다.

달 착륙선 지상시험모델의 고도 제어를 위하여 식 (4)에 비례-미분 제어기를 적용하면 제어 입력 u_1 은 식(7)과 같다[3, 8].

$$u_1 = m \left(\frac{g + K_{p1}(x_d - x) + K_{d1}(\dot{x}_d - \dot{x})}{\cos\theta \cos\psi} \right) \quad (7)$$

단, $\cos\theta \cos\psi \neq 0$

달 착륙선 지상시험모델의 ϕ 제어는 식 (8)과 같은 비례-미분 제어기가 적용된다[3, 8].

$$u_2 = [K_{p2}(\phi_d - \phi) + K_{d2}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi})] \quad (8)$$

달 착륙선 지상시험모델이 y 축 방향으로 이동하기 위해서는 ψ 각의 변화가 필요하다. 식 (5)에서 $\phi = \theta = 0$, $F_{m,t} = m$ 을 대입하면 식 (9)을 유도할 수 있다.

$$\psi_d = \sin^{-1} [K_p(y_d - y) + K_d(\dot{y}_d - \dot{y})] \quad (9)$$

식 (9)를 이용하면 z 축 방향의 명령 토크 u_3 는 식 (10)과 같다[3, 8].

$$u_3 = [K_{p3}(\psi_d - \psi) + K_{d3}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi})] \quad (10)$$

달 착륙선 지상시험모델이 z 축 방향으로 병진운동을 하기 위해서는 θ 각의 변화가 필요하다. 식 (6)에 $\phi = \psi = 0$, $F_{m,t} = m$ 을 대입하면 식 (11)을 유도할 수 있다.

$$\theta_d = \sin^{-1} \{ - [K_p(z_d - z) + K_d(\dot{z}_d - \dot{z})] \} \quad (11)$$

식 (11)를 이용하면 y 축 방향의 명령 토크 u_4 는 식 (12)와 같이 표현될 수 있다[3, 8].

$$u_4 = [K_{p4}(\theta_d - \theta) + K_{d4}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta})] \quad (12)$$

2.3 펄스폭 변조기

펄스폭 변조(PWM)는 아날로그 입력 신호와 변조기 내부 캐리어 신호(Carrier Signal)의 신호 수준을 비교하여 On/Off 형태의 펄스 신호로 변조하는 기법으로, Fig. 4는 펄스폭 변조기의 구조이다.

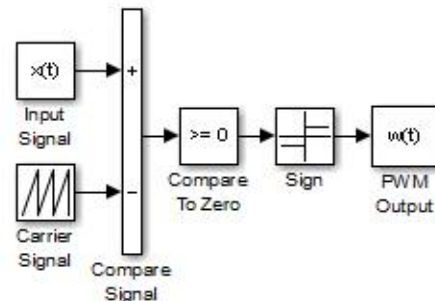


Fig. 4 Pulse Width Modulator

달착륙선 지상시험모델의 자세제어기에서 출력되는 시간에 대해 연속적인 (+) 와 (-) 제어 입력이 펄스폭 변조기에 입력되며, 펄스폭 변조기는 이를 (+) 펄스 신호와 (-) 펄스 신호로 출력해야 한다. 일반적인 펄스폭 변조는 (+) 펄스 신호만을 출력하게 되므로, 달착륙선 지상시험모델에 적용하기 위해 (-) 펄스 신호를 출력할 수 있게 설계하였다. Fig. 5는 설계된 펄스폭 변조기가 연속적인 신호를 (+) 펄스 신호 또는 (-) 펄스 신호로 변조하여 출력하는 것을 보여주고 있다.

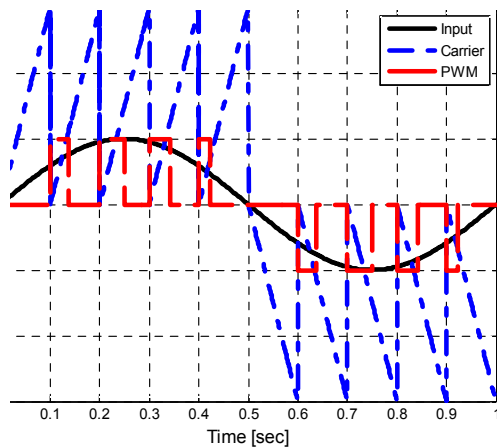


Fig. 5 Time History of PWM

2.4 시뮬레이션

달착륙선 지상시험모델에 장착된 추력기는 Fig. 3에서 나타난 바와 같이 고도 제어를 위한 주 추력기 5개와 자세제어를 위한 반작용 추력기 8개가 장착되어 있다. 주 추력기와 반작용 추력기의 추력은 각각 200N과 2.96N 이고, 주 추력기에는 $\sigma_m = 10N$, 반작용 추력기에는 $\sigma_r = 0.148N$ 의 백색잡음이 포함된다고 가정하였다. 주 추력기의 캐리어 신호는 진폭 500, 주파수 10Hz이고, 반작용 추력기의 캐리어 신호는 진폭 8, 주파수 10Hz이다. 시뮬레이션의 시나리오는 Table 1에서와 같이 상승, 수평이동, 하강의 세 단계로 구성되며, 시뮬레이션 시간은 40초로 설정하였다[3, 8].

Fig. 6-13은 달 착륙선 지상시험 모델의 병진 운동과 회전 운동에 대한 시뮬레이션 결과이다. Fig. 10에서 자세 제어를 위하여 반작용 추력기가 지속적으로 작용하는 하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 14는 달 착륙선 지상시험모델 제어기의 명령궤적과 실제 궤적을 나타낸 것이다. Fig. 13과 15에서 볼 수 있듯이 달 착륙선 지상시험모델은 피치각과 요각이 $+2^\circ \sim -2.5^\circ$ 이내로 변화하며 경로 오차가 $\pm 4m$ 이내로 추종한다. Fig. 8

은 달착륙선 지상시험모델의 최종속도가 1 m/s 이하임을 나타낸다.

Table 1. Scenario for the Simulation

Phase		Time [sec]	Target Position (x,y,z) [m]
1	Ascent	0~15	(20,0,0)
2	Horizontal Movement	15~25	(20,10,-10)
3	Descent	25~40	(0,10,-10)

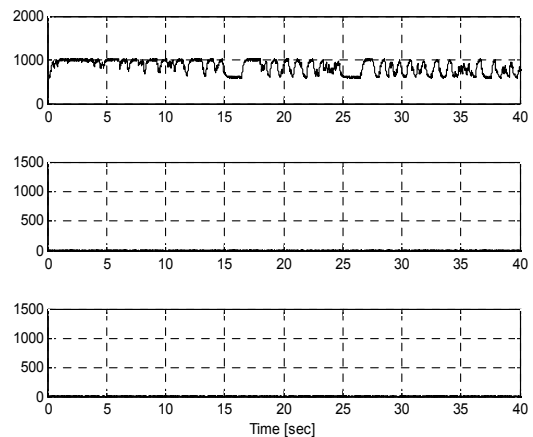


Fig. 6 Total External Force

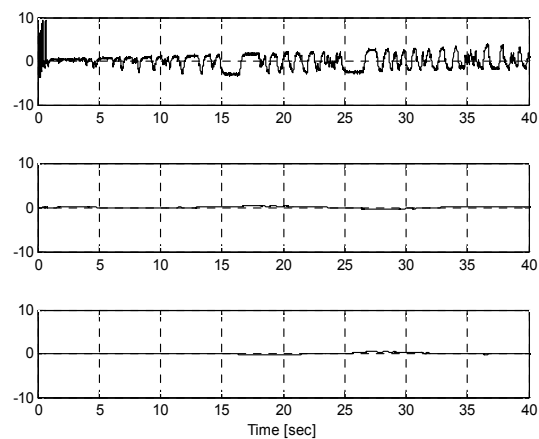


Fig. 7 Inertial Acceleration

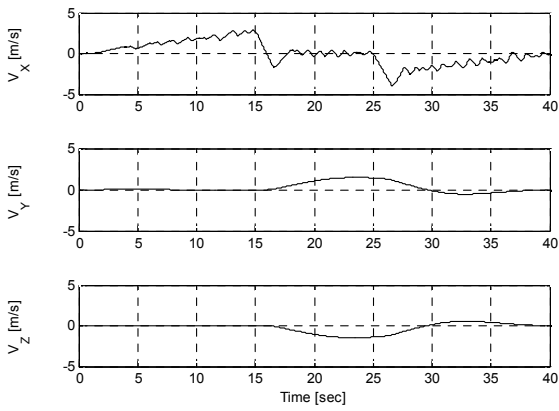


Fig. 8 Inertial Velocity

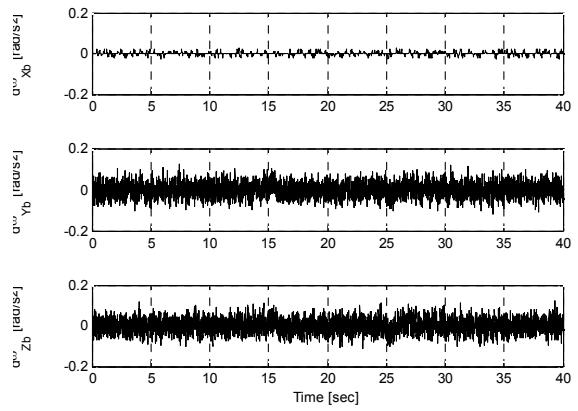


Fig. 11 Angular Acceleration

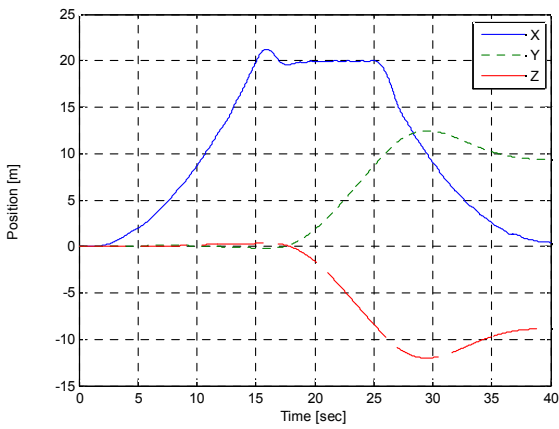


Fig. 9 Inertial Position

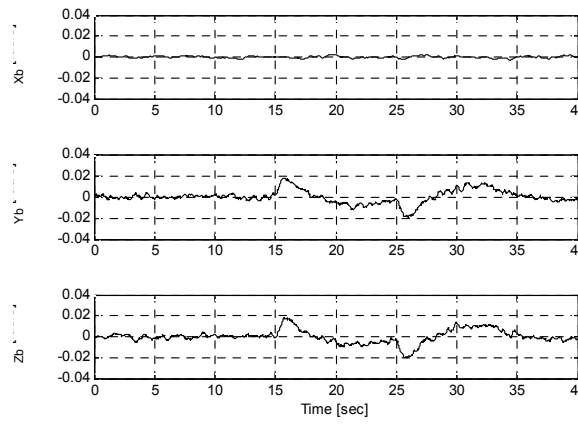


Fig. 12 Angular Rate

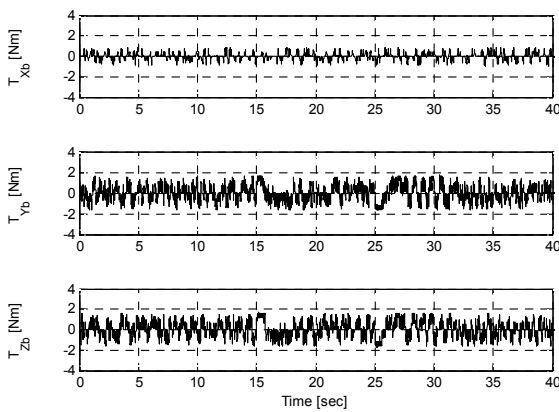


Fig. 10 Total External Torque

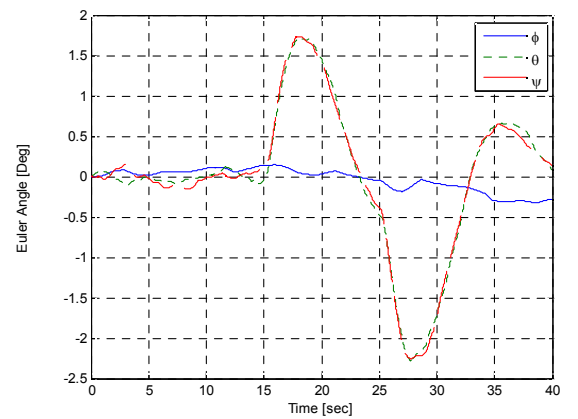


Fig. 13 Euler Angle

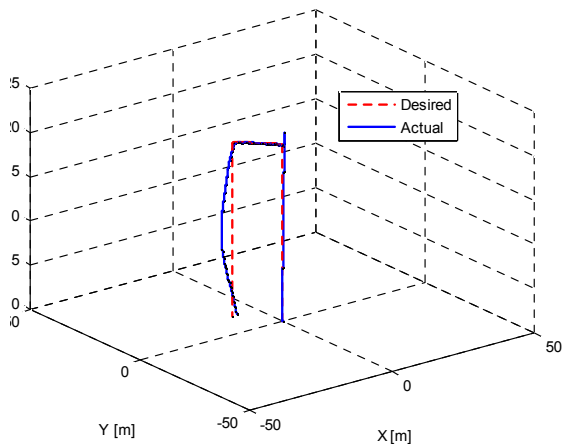


Fig. 14 Trajectory of Demonstrator

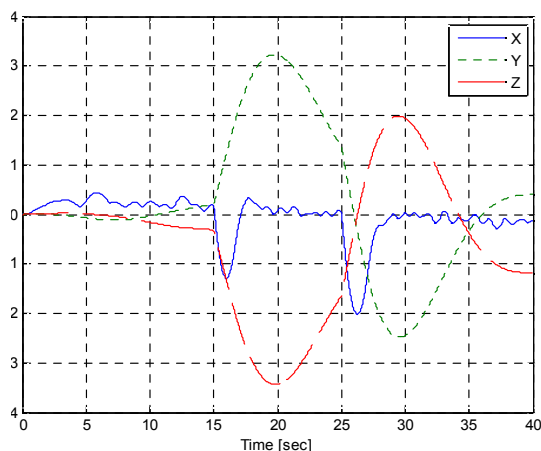


Fig. 15 Position Error

3. 결 론

본 논문에서는 펄스폭 변조 방식 기반 추력제어기를 이용한 달 착륙선 지상시험모델이 어느 정도의 경로 추종 성능을 갖게 되는지를 보였다. 이를 위해 상승, 수평이동, 하강으로 구성된 경로를 설정한 후 MATLAB simulink로 시뮬레이션을 수행하였다. 2장에서 보인 시뮬레이션 결과에 의하면 추력기 제어 방식으로 펄스 폭 변조기를 적용한 달착륙선 지상시험모델은 설정된 시나리오의 경로를 추종하고 있고, 달착륙선 지상시험모델의 자세와 최종 속도를 확인한 결과 연착륙이 가능한 것을 알 수 있었다.

향후 시간에 대해 연속적인 신호를 On/Off 신호로 변조하는 방식 중 펄스폭 펄스주파수 변조기와 펄스폭 변조기를 이용한 달 착륙선 지상

시험모델의 경로 추종 성능을 비교하는 연구를 수행할 예정이다.

참고문헌

- 1) 미래창조과학부, “우주개발사업 세부실천로드맵”, 2007.11.
- 2) Dong-Young Rew, Gwanghyeok Ju, Sangchul Lee, Kwangjin Kim, Sang-Wook Kang, Sang-Ryool Lee, "Control System Design of the Korean Lunar Lander Demonstrator", Acta Astronautica, Vol. 94, No. 1, 2014, pp. 328-337.
- 3) 김광진, 이정숙, 이상철, 고상호, 류동영, 주광혁, “달 착륙선 지상시험모델의 경로 추종을 위한 추력기 기반 제어기 설계”, 한국항공우항학회, 제19권, 제4호, 2011, pp.37~43.
- 4) A. Abe, K. Uchiyama, Y. Shimada, "Trajectory and Attitude Control for a Lunar-Lander Using a Reference Model", ICCAS, Korea, 2002.
- 5) X. Liu, G. Duan, "Nonlinear Optimal Control for the Soft Landing of Lunar Lander", ISSCAA, China, 2006.
- 6) J. Y. Zhou, K. L. Teo, D. Zhou, G. H. Zhao, "Optimal Guidance for Lunar Module Soft Landing", Nonlinear Dynamics and Systems Theory, Vol. 10, No. 2, pp. 189-201.
- 7) 방효충, 탁민제, 김진형, “추력기를 이용한 유연 우주비행체의 자세제어”, 한국항공우주학회, 제29권, 제4호, 2001, pp.93~100.
- 8) J. Lee, S. Lee, S. Ko, D. Rhyu, G. Ju, "A Study on Path Tracking Controller Design for Korean Lunar Lander Demonstrator", US-Korea Conference on Science, Technology, and Entrepreneurship, LA, US, 2012.