

論文

달 착륙선 지상시험모델의 경로 추종을 위한 추력기 기반 제어기 설계

김광진*, 이정숙*, 이상철**, 고상호**, 류동영***, 주광혁***

Design of Path Tracking Controller Based on Thrusters for the Lunar Lander Demonstrator

Kwangjin Kim*, Jeongsook Lee*, Sangchul Lee**, Sangho Ko**, Dongyoung Rhyu***, Gwanghyeok Ju***

ABSTRACT

Lunar exploration program has been prepared with the aim of launch in the 2020's. As part of it, a lunar lander demonstrator has been developed which is the model for verifying all the system, such as structure, propulsion and control system before launch to deep space. After verifying all the system, the demonstrator will be evaluated by flight test. This paper deals with path tracking controller based on thrusters for the demonstrator. For this, first we derive equations of motion according to the allocation of thrusters and design the path tracking controller. The signal generated from the controller is continuous so PMPF(Pulse-Width Pulse-Frequency) modulator is adopted for generating on/off signal. Finally MATLAB simulation is performed for evaluating the path tracking ability and the final landing velocity.

Key Words : Lunar Lander(달 착륙선), Lunar Module(달 탐사선), Demonstrator(지상시험 모델), Controller(제어기), Main Thruster(주 추력기), Reaction Thruster(반작용 추력기), PMPF Modulator(PMPF 변조기)

1. 서 론

최근 미국, 중국, 일본, 유럽연합 등 우주 강대국을 중심으로 달 탐사가 활발하게 진행되고 있다. 우리나라에서도 2020년대에 한국형 로켓을 이용한 발사를 목표로 달 탐사 프로그램을 준비하고 있으며, 선행 연구의 일환으로 달 착륙선 지상시험모델의 개발이 진행 중이다.

지상시험모델은 달에 직접 착륙하여 달 표면 및 내부구조를 탐사하는 달 착륙선의 설계 기술을 검증하기 위한 모델로서, 이 모델을 통하여

구조체, 추진시스템, 제어시스템 등에 대한 검증이 이루어진다. 또한, 최종적으로 상승, 수평이동, 하강으로 구성된 비행 시험을 통하여 그 성능이 평가될 예정이다. 비행 시험의 제어시스템 성능 평가지표로는 경로 추종성, 최종 착륙 속도 등이 있으며, 이 중 최종 착륙 속도는 구조물의 충격에 직접적인 영향을 준다. 따라서 지상시험모델에 대한 정밀한 동역학 모델링 및 제어기 설계는 필수적이다.¹⁾

지상시험모델의 구동기로는 추력기가 사용될 예정이다. 추력기 기반의 제어 방식으로는 엔진의 방향을 제어하는 추력 벡터 제어(TVC, Thrust Vector Control)와 추력기 노즐을 통하여 가스를 방출함으로써 발생하는 반작용 모멘트를 이용하는 반동 제어(Reaction Control)로 구분된다.^{2,3)}

제어기로부터의 연속적인 신호는 추력기 작동을 위하여 On-Off 신호로 변조시켜야 한다. 일반

2011년 12월 2일 접수 ~ 2011년 12월 21일 심사완료

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : slee@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

적인 On-Off 제어방식에는 뱅뱅(Bang-Bang) 제어, 슈미트 트리거(Schmitt Trigger) 제어, 펄스 폭 변조(PWM, Pulse Width Modulation) 및 펄스 폭 펄스 주파수 변조(PWPFM, Pulse-Width Pulse-Frequency Modulation) 방식들이 사용되고 있다.⁴⁾

본 논문에서는 주 추력기(Main Thruster) 및 반작용 추력기(Reaction Thruster)의 배치형상을 고려하여 지상시험모형을 모델링하고, 경로 추종을 위한 제어기를 설계한다. 또한, 추력기의 작동을 위해 PWPF 변조기를 사용하여 제어기에서 생성된 연속적인 명령 신호를 On/Off 신호로 변조한다. 마지막으로 상승, 수평이동, 하강의 시나리오를 구성하고, 시뮬레이션을 통하여 설계한 제어기의 경로 추종 성능과 최종 착륙 속도를 확인한다.

2. 본 론

2.1 동역학 모델링

Fig. 1에 나타난 바와 같이 관성 좌표계는 지구 중력의 반대 방향을 X 축, 정남 방향을 Y 축, 정동 방향을 Z 축으로 설정한다. 지상시험모형의 기체고정 좌표계는 주 추력기의 추력 방향을 x_b 축으로 설정한다.

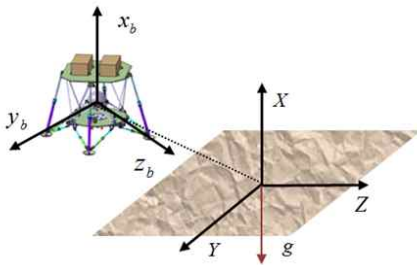


Fig. 1 Inertial Frame and Body Frame

2.1.1 추력기 배치 형상에 따른 고려요소

추력기는 가스 제트의 분출을 통하여 추력을 발생시키고, 발생된 추력과 시스템의 질량 중심으로부터의 위치 벡터를 곱하여 토크를 발생시킨다. 이렇게 발생된 추력 및 토크 성분을 통하여 지상시험모형은 수평 이동 및 회전 운동을 할 수 있다.

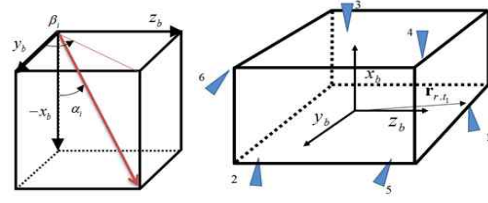


Fig. 2 Jet Plume Direction and Allocation

지상시험모형에는 고도 제어를 위한 주 추력기 $N_{m,t}$ 개와 자세 제어를 위한 반작용 추력기 $N_{r,t}$ 개가 장착된다. 주 추력기 및 반작용 추력기의 장착 위치 및 각도가 Fig. 2와 같을 때, j 번째 주 추력기 및 i 번째 반작용 추력기로부터 발생하는 추력 벡터는 각각 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\mathbf{F}_{m.t.j} = \begin{bmatrix} F_{m.t.x_j} \\ F_{m.t.y_j} \\ F_{m.t.z_j} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} -\cos(\alpha_j) \\ \sin(\alpha_j)\cos(\beta_j) \\ \sin(\alpha_j)\sin(\beta_j) \end{bmatrix} F_{m.t.j} \quad (1)$$

$$\mathbf{F}_{r.t.i} = \begin{bmatrix} F_{r.t.x_i} \\ F_{r.t.y_i} \\ F_{r.t.z_i} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} -\cos(\alpha_i) \\ \sin(\alpha_i)\cos(\beta_i) \\ \sin(\alpha_i)\sin(\beta_i) \end{bmatrix} F_{r.t.i} \quad (2)$$

여기서, α 는 주 추력기 혹은 반작용 추력기에서 발생하는 제트 가스의 방향 벡터와 $-x_b$ 축이 이루는 각이며, β 는 제트 가스의 방향 벡터를 y_b-z_b 평면에 투영했을 때 y_b 축과 이루는 각을 나타낸다. 또한, $F_{m.t.j}$ 는 j 번째 주 추력기에서 발생하는 추력의 크기를 의미하며, $F_{r.t.i}$ 는 i 번째 반작용 추력기에서 발생하는 추력의 크기를 의미한다.

주 추력기 및 반작용 추력기로부터 발생하는 토크는 다음과 같다.

$$\mathbf{T}_{m.t} = \sum_{j=1}^{N_{m,t}} \mathbf{r}_{m.t.j} \times \mathbf{F}_{m.t.j} \quad (3)$$

$$\mathbf{T}_{r.t} = \sum_{i=1}^{N_{r,t}} \mathbf{r}_{r.t.i} \times \mathbf{F}_{r.t.i} \quad (4)$$

여기서, $\mathbf{r}_{m.t.j}$ 는 질량중심으로부터 j 번째 주 추력기까지의 위치 벡터이며, $\mathbf{r}_{r.t.i}$ 는 질량중심으로부터 i 번째 반작용 추력기까지의 위치 벡터를 의미한다.

2.1.2 지상시험모델의 운동방정식

지상시험모델을 강체로 가정했을 때, 회전 운동방정식은 다음과 같이 표현될 수 있다.⁵⁾

$$I_b \dot{\omega} + \omega \times I_b \omega = T_{m,t} + T_{r,t} = T_{total} \quad (5)$$

여기서, $\omega = [\omega_{x_b}, \omega_{y_b}, \omega_{z_b}]^T$ 는 기체고정 좌표계에 대한 지상시험모델의 각속도 벡터이고, I_b 는 지상시험모델의 관성 행렬을 나타낸다. 그리고 $T_{m,t}$ 와 $T_{r,t}$ 는 각각 주 추력기에서 발생하는 토크 벡터와 반작용 추력기에서 발생하는 토크 벡터를 의미한다.

시스템에 가해지는 총 외력 벡터 F_{total} 은 주 추력기에서 발생하는 추력 벡터 $F_{m,t}$ 와 반작용 추력기에서 발생하는 추력 벡터 $F_{r,t}$ 그리고 지구 중력 벡터 F_g 의 합으로 나타낼 수 있다. 따라서 지상시험모델의 병진 운동에 대한 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$m \dot{V} + \omega \times (mV) = F_{m,t} + F_{r,t} + F_g = F_{total} \quad (6)$$

여기서, $V = [V_{x_b}, V_{y_b}, V_{z_b}]^T$ 는 기체고정 좌표계에 대한 지상시험모델의 선속도 벡터이고, m 은 지상시험모델의 총 질량을 의미한다.

2.2 제어기 설계

지상시험모델은 주 추력기의 추력을 이용하여 $+x$ 축 방향으로의 상승이 가능하며, 중력을 이용하여 $-x$ 축 방향으로의 하강이 가능하다. 그리고 반작용 추력기의 반동 토크를 이용하여 자세 변경이 가능하다.

본 논문에서는 지상시험모델에 y, z 축 방향으로의 병진 운동을 위한 별도의 구동기가 없다고 가정한다. 따라서 지상시험모델은 반작용 추력기의 반동 토크를 이용하여 자세각을 변경한 후, 주 추력기의 추력을 이용하여 y, z 축 방향으로 이동할 수 있다.

2.2.1 가정 및 좌표계 변환

식 (5)에서 $T_{total} \gg \omega \times I_b \omega$ 이고, 지상시험모델의 기동이 크지 않다고 가정하면 $\omega \times I_b \omega$ 항을

무시할 수 있다. 그리고 요각과 피치각의 변화가 작다고 가정하면, $\omega = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ 가 성립된다.

식 (6)에서 $F_{total} \gg \omega \times (mV)$ 이고, 지상시험모델의 기동이 크지 않다고 가정하면 $\omega \times (mV)$ 항을 무시할 수 있다. 또한, $F_{m,t} \gg F_{r,t}$ 이므로 $F_{m,t} + F_{r,t} \approx F_{m,t}$ 이라고 가정하면, 기체고정 좌표계에 대한 병진 운동방정식은 다음과 같이 간략화 될 수 있다.

$$m \dot{V} = F_{m,t} + F_g \quad (7)$$

식 (7)을 오일러 1-2-3 변환을 이용하여 관성 좌표계로 표현하면 다음과 같다.

$$m \ddot{x} = (\cos \theta \cos \psi) F_{m,t} - mg \quad (8)$$

$$m \ddot{y} = (\sin \phi \sin \theta \cos \psi + \cos \phi \sin \psi) F_{m,t} \quad (9)$$

$$m \ddot{z} = (\sin \phi \sin \psi - \cos \phi \sin \theta \cos \psi) F_{m,t} \quad (10)$$

여기서, ϕ, θ, ψ 는 각각 롤, 피치, 요 각이며 g 는 지구의 중력가속도이다.

2.2.2 고도 및 롤 제어기

지상시험모델의 x 축 제어 즉, 고도 제어를 위하여 식 (8)에 비례-미분 제어기를 적용하면 제어 입력 u_1 은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$u_1 = m \left(\frac{g + K_{p1}(x_d - x) + K_{d1}(\dot{x}_d - \dot{x})}{\cos \theta \cos \psi} \right) \quad (11)$$

단, $\cos \theta \cos \psi \neq 0$

지상시험모델의 롤 제어는 아래의 식과 같이 단순한 비례-미분 제어기를 적용한다.

$$u_2 = [K_{p2}(\phi_d - \phi) + K_{d2}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi})] \quad (12)$$

2.2.3 위치 제어기

지상시험모델이 y 축 방향으로 이동하기 위해서는 요 각의 변화가 필요하다. 식 (9)에서 $\phi = \theta = 0$, $F_{m,t} = m$ 을 대입하면 다음과 같은 식을 유도할 수 있다.⁶⁾

$$\ddot{y} = \sin\psi = K_p(y_d - y) + K_d(\dot{y}_d - \dot{y}) \quad (13)$$

$$\psi_d = \sin^{-1} [K_p(y_d - y) + K_d(\dot{y}_d - \dot{y})] \quad (14)$$

따라서 z 축 방향의 명령 토크 u_4 는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$u_4 = [K_{p4}(\psi_d - \psi) + K_{d4}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi})] \quad (15)$$

지상시험모델이 z 축 방향으로 병진 운동을 하기 위해서는 피치각 변화가 필요하다. 식 (10)에서 $\phi = \psi = 0$, $F_{m,t} = m$ 을 대입하면 다음과 같은 식을 유도할 수 있다.

$$\ddot{z} = -\sin\theta = K_p(z_d - z) + K_d(\dot{z}_d - \dot{z}) \quad (16)$$

$$\theta_d = \sin^{-1} - [K_p(z_d - z) + K_d(\dot{z}_d - \dot{z})] \quad (17)$$

따라서 y 축 방향의 명령 토크 u_3 는 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$u_3 = [K_{p3}(\theta_d - \theta) + K_{d3}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta})] \quad (18)$$

2.3 PVPF 변조기

펄스 폭과 펄스 주파수 변화가 가능한 PVPF 변조기는 추력기 기반 제어 시스템에 가장 많이 사용되는 방식이다. PVPF 변조기는 On/Off 방식의 펄스 명령을 생성하며, PVPF 변조기를 통하여 생성된 On/Off 펄스의 평균은 연속적인 명령 토크와 일치한다. PVPF 변조기는 슈미트 트리거, 1차 필터 및 피드백 루프로 구성되며, 기본 구조는 Fig. 3과 같다.⁷⁾

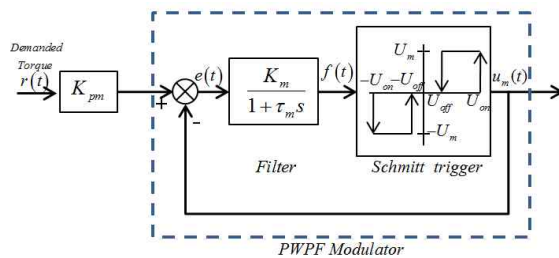


Fig. 3 PVPF Modulator

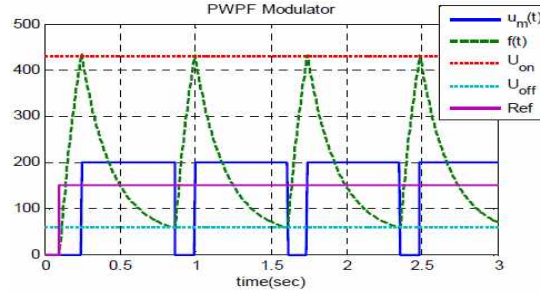


Fig. 4 PVPF Modulator Time Response

오차 신호 $e(t)$ 는 슈미트 트리거 출력값인 $u_m(t)$ 와 시스템 입력값 $r(t)$ 와의 차이를 의미한다. 오차 신호는 1차 필터를 거치게 되고 필터를 거친 신호 $f(t)$ 는 슈미트 트리거에 입력된다. 슈미트 트리거에 입력되는 양의 실수 $f(t)$ 가 증가하여 U_{on} 에 도달하면 슈미트 트리거의 출력값은 U_m 이 되고, 슈미트 트리거의 입력값 $f(t)$ 가 감소하여 U_{off} 에 다다르면 출력값은 0이 된다. 슈미트 트리거에 음의 실수가 입력되는 경우에도 동일한 방식으로 출력값 $-U_m$ 을 생성한다. PVPF 변조기의 입력값이 상수 R 일 때, PVPF 변조기의 정특성은 Table 1과 같이 나타낼 수 있다.^{8,9)}

Table 1 Static Characteristics of PVPFM

On-Time	$t_{on} = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{U_{on} - U_{off}}{U_{on} - K_m(R - U_m)} \right)$
Off-Time	$t_{off} = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{U_{on} - U_{off}}{K_m R - U_{off}} \right)$
Modulator Frequency	$freq = \frac{1}{t_{total}} = \frac{1}{t_{on} + t_{off}}$
Duty Cycle	$DC = \frac{t_{on}}{t_{on} + t_{off}}$
Minimum Pulse Width	$\Delta = -\tau_m \ln \left(1 - \frac{U_{on} - U_{off}}{K_m U_m} \right)$

PVPF 변조기의 파라미터는 중요한 설계 변수이다. 부적절한 파라미터 값은 위상 지연, 과도한 추력기 사용 및 연료 소비를 야기시키며 심할 경우 시스템이 불안정해질 수 있다.

2.4 시뮬레이션

2.4.1 질량 특성 및 추력기 배치형상

지상시험모델의 질량 특성은 다음과 같이 설정하였다.

$$I = \begin{bmatrix} 37.37 & -0.44 & -0.52 \\ -0.44 & 49.22 & 0.35 \\ -0.52 & 0.35 & 48.53 \end{bmatrix} (kgm^2)$$

$$m = 100 - 0.7t (kg)$$

지상시험모델에 장착된 추력기는 Fig. 5에서 나타난 바와 같이 고도 제어를 위한 주 추력기 5개와 자세제어를 위한 반작용 추력기 8개가 장착되어 있다고 가정한다. 주 추력기의 추력은 200 N, 반작용 추력기의 추력은 2.96 N이라고 가정한다. 여기서 주 추력기와 반작용 추력기에는 각각 $\sigma_{m,t} = 10$ 와 $\sigma_{r,t} = 0.148$ 의 백색 잡음이 포함된다.

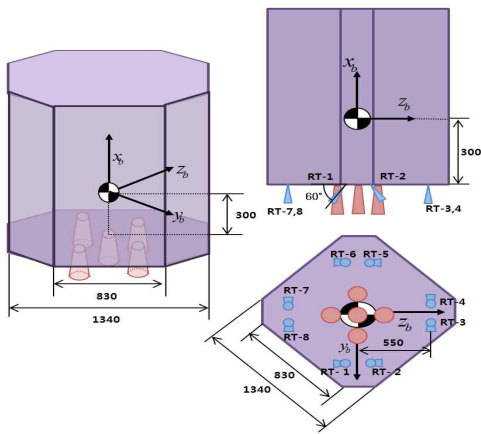


Fig. 5 Configuration of the Demonstrator

2.4.2 시나리오

시뮬레이션의 시나리오는 Table 2에서 나타난 바와 같이 상승, 수평이동, 하강 세 단계로 구성되며, 총 비행시간은 40초로 설정하였다.

Table 2 Scenario for the Simulation

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

2.4.3 시뮬레이션 결과

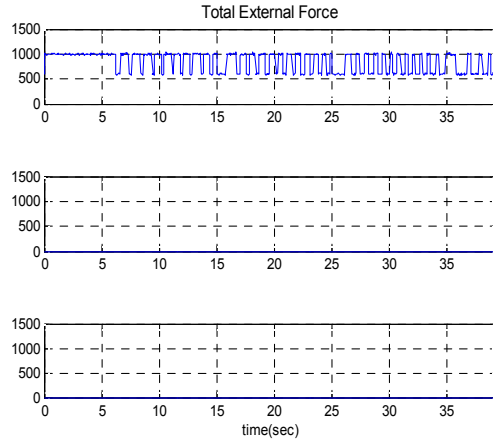


Fig. 6 Total External Force

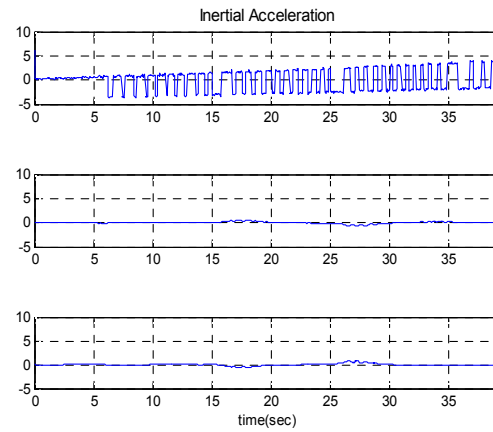


Fig. 7 Inertial Acceleration

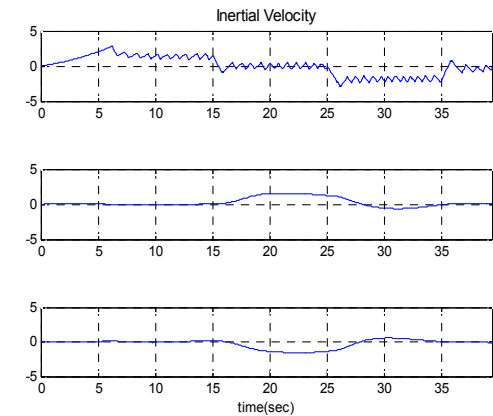


Fig. 8 Inertial Velocity

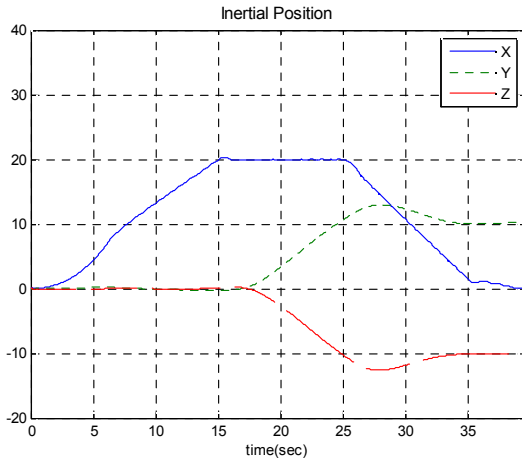


Fig. 9 Inertial Position

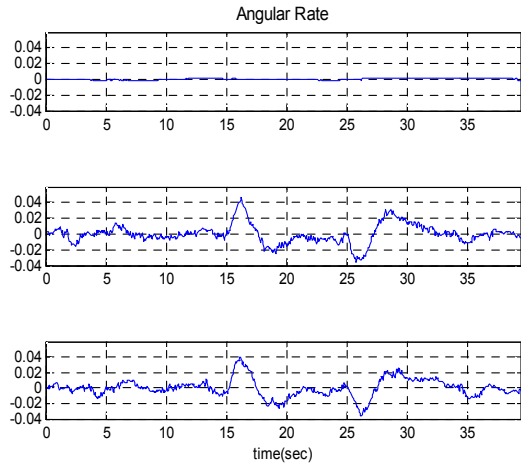


Fig. 12 Angular Rate

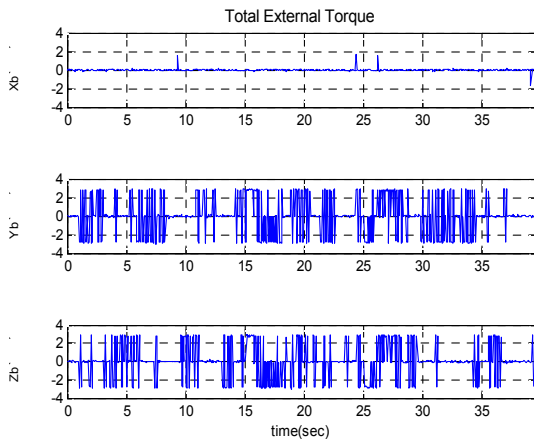


Fig. 10 Total External Torque

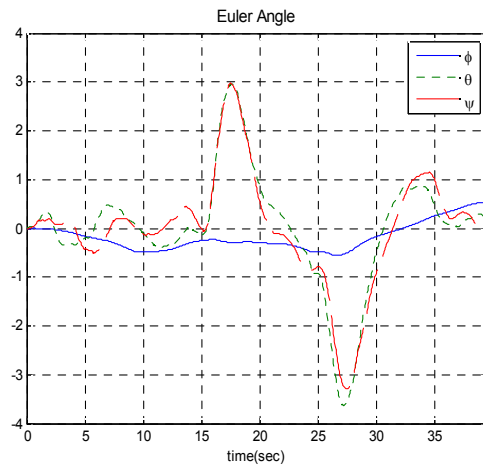


Fig. 13 Euler Angle

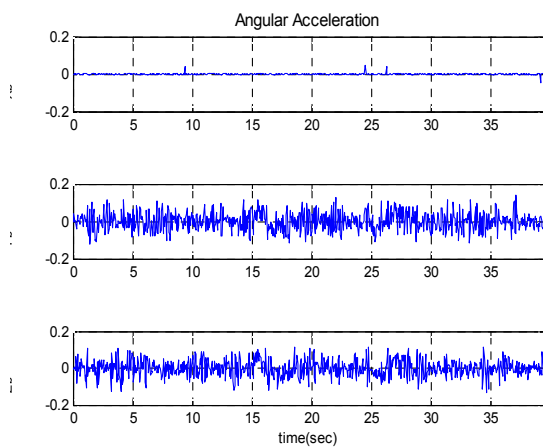


Fig. 11 Angular Acceleration

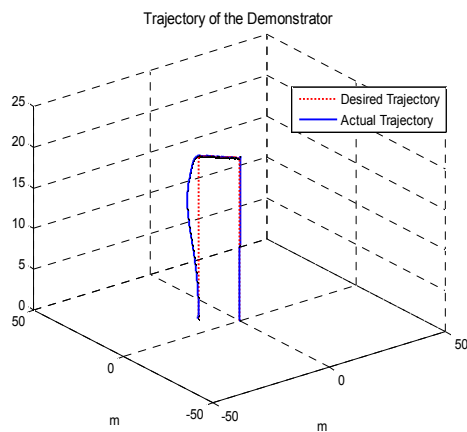


Fig. 14 Trajectory of the Demonstrator

Fig. 6~9는 병진 운동에 대한 시뮬레이션 결과이며, Fig. 10~13은 회전 운동에 대한 시뮬레이션 결과이다. 주 추력기에 포함된 백색잡음으로 인하여 불필요한 토크가 발생되고, 자세 제어를 위하여 반작용 추력기가 지속적으로 작동하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 14는 명령 궤적과 실제 궤적을 나타낸 그래프이다. PWPF 변조기 1차 필터 시상수의 영향으로 위상 지연이 발생하지만, 지상시험모델은 요각과 피치각을 약 $\pm 3^\circ$ 이내로 변화시켜 경로를 추종하고, 1 m/s 이하로 연착륙 하는 것을 확인할 수 있다.

3. 결 론

본 논문에서는 추력기의 위치 및 배치 형상을 고려하여 달 착륙선 지상시험모델을 모델링하고, PWPF 변조기를 사용하여 추력기 기반의 경로 추종 제어기를 설계하였다. 이를 검증하기 위하여 상승, 수평이동, 하강 3단계의 시나리오를 구성하고, MATLAB을 이용하여 수치적인 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과, 본 논문에서 제시한 제어기가 적용된 지상시험모델은 설정된 경로를 추종하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 최종 착륙 속도는 1 m/s 이하로 지상시험모델은 연착륙이 가능한 것을 볼 수 있다.

본 논문에서 제시한 지상시험모델의 동역학 모델링 및 경로 추종 제어기는 향후 국내에서 달 탐사 프로젝트를 추진할 시 개념설계 및 시뮬레이터 개발에 참고 자료로 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 연구는 한국항공우주연구원 지원으로 수행되는 『달 착륙선 개념설계 및 달 임무 시뮬레이터 개발』 과제의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

[1] 류동영, 주광혁, 강상욱, 서현호, 이상률, "달 착륙선 지상비행시험모델 제어시스템 형상 설계 및 동력학적 운동 시뮬레이션", 한국항공우주학회 학술발표회, 2011, pp. 737~743.

[2] Ronald W. Humble, Gary N. Henry and Wiley J. Larson, "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill, 1995.

[3] B. J. Morse, B. W. Ballard, C. L. B. Reed, "NASA's Robotic Lunar Lander Project Update", AIAA SPACE 2010 Conference and Exposition, Anaheim, California, Aug. 30- Sep. 2, 2010

[4] Bong Wie, "Spacecraft Dynamics and Control : Application of Dynamical Systems Theory", Arizona State University, 1995.

[5] 심상현, 김광진, 이상철, 고상호, 류동영, 주광혁, "달 탐사선의 동역학 모델링 및 관성 모멘트 추정에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 18 권, 제4호, 2010, pp. 21~29.

[6] Altuğ E., Ostrowski J. P., Mahony R., "Control of a Quadrotor Helicopter Using Visual Feedback," Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation(ICRA), Washington, DC, May, 2002, pp. 72~77.

[7] M. J. SIDI, "Spacecraft Dynamics and Control", Cambridge University Press, New York, 1997, pp. 260~290.

[8] Gangbing Song, "Spacecraft Vibration Reduction Using Pulse-Width Pulse-Frequency Modulated Input Shaper," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 22, No.3, 1999, pp. 433~440.

[9] T. D. Krovel, "Optimal Tuning of PWPF Modulator For Attitude Control," M.S. Thesis, Norwegian University of Science and Technology, 2005.