

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(9), 746-756(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.9.746

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

달 탐사 시험용 궤도선을 위한 심우주 추적망의 관측값 구현 알고리즘 개발

김현정*, 박상영**, 김민식*, 김영광*, 이은지*

Development of a Measurement Data Algorithm of Deep Space Network for Korea Pathfinder Lunar Orbiter mission

Hyun-Jeong Kim*, Sang-Young Park**, Min-Sik Kim*, Youngkwang Kim* and Eunji Lee*

Astrodynamics and Control Lab., Department of Astronomy, Yonsei University* ,**

ABSTRACT

An algorithm is developed to generate measurement data of deep space network for Korea Pathfinder Lunar Orbiter (KPLO) mission. The algorithm can provide corrected measurement data for the Orbit Determination (OD) module in deep space. This study describes how to generate the computed data such as range, Doppler, azimuth angle and elevation angle. The geometric data were obtained by General Mission Analysis Tool (GMAT) simulation and the corrected data were calculated with measurement models. Therefore, the result of total delay includes effects of tropospheric delay, ionospheric delay, charged particle delay, antenna offset delay, and tropospheric refraction delay. The computed measurement data were validated by comparison with the results from Orbit Determination ToolBoX (ODTBX).

초 록

본 연구에서는 한국형 달 탐사 시험용 궤도선을 위한 심우주 추적망 (Deep Space Network)의 관측값을 구현하는 알고리즘을 개발하였다. 이 알고리즘을 활용하여 탐사선의 신호 지연 효과를 관측 모델을 통해 보정해서 계산된 관측값을 생성할 수 있다. 계산된 관측값으로 거리, 도플러, 방위각, 고도각을 생성하였다. 기하학적 데이터 값을 General Mission Analysis Tool (GMAT)의 시나리오를 통해 구하였으며, 계산된 관측값을 구하기 위해서 시간 지연 효과, 대류층 지연 효과, 대류권 내 하전 입자에 의한 지연 효과, 대류권 밖 하전 입자에 의한 지연 효과, 대류층에 의한 굴절 효과, 안테나에 의한 지연 효과를 고려하였다. 관측 모델들을 통해 구한 계산된 관측값은 시험용 궤도선의 정밀 궤도 결정을 위해 사용된다. 본 논문에서 개발한 데이터 시뮬레이션 모듈은 미 항공우주국의 궤도 결정 툴 박스 (Orbit Determination ToolBoX, ODTBX)를 이용해 검증되었다.

Key Words : Korea Pathfinder Lunar Orbiter Mission(한국형 달탐사 시험선 미션), Deep Space Network(심우주 추적망), DSN Measurement Data Correction(심우주 추적망 관측값 보정)

† Received : March 13, 2017 Revised : August 1, 2017 Accepted : August 17, 2017

** Corresponding author, E-mail : spark624@yonsei.ac.kr

1. 서론

한국형 달 탐사 시험용 궤도선 임무의 지상국 관제를 위해 개발된 비행 동역학 소프트웨어인 LUDOLP (LUNar flight Dynamics software for Operational Purpose)는 정밀 궤도 결정을 위해 필요한 데이터 시뮬레이션 모듈을 포함한다[1]. NASA/JPL의 심우주 추적망 (DSN)의 관측 데이터를 사용하여 궤도선을 추적한다. 데이터 시뮬레이션 모듈의 역할은 심우주 추적망의 관측 데이터를 모사하여 궤도 결정 모듈 (Orbit Determination, OD)의 입력값인 거리 관측값, 도플러 관측값, 각도 관측값을 제공하는 것이다. 궤도 결정 모듈에서는 데이터 시뮬레이션 모듈에서 계산된 관측값과 심우주 추적망의 관측값을 비교하여 오차를 줄이는 방향으로 상태 벡터를 갱신한다. 따라서 궤도 결정을 위해서는 DSN 관측 데이터를 계산할 수 있는 데이터 시뮬레이션 모듈이 반드시 필요하다. 우리나라에서도 심우주 탐사와 관련하여 심우주 탐사용 지상국[2]과 행성 탐사선에 대한 관측모델[3]에 대한 기초연구가 수행되었다. 본 연구는 시험용 달 궤도선을 위한 심우주 추적망 관측모델에 대한 개발이 필요하기에 수행하였다. 따라서 본 연구는 한국형 달 탐사의 지상국 비행 동역학 시스템의 개발에 기여하고 있다.

데이터 시뮬레이션 모듈의 입력값은 신호 수신 시각과 탐사선의 상태 벡터, 지상국의 위치 정보이다. 이 값들을 궤도 예측 (Orbit Prediction, OP) 모듈에 입력하여 지상국과 탐사선의 상태 벡터를 계산한 후, 라이트 타임 (Light time) 방정식[4]을 뉴턴-랩슨 방법을 통해 반복적으로 풀어 신호 반사시각과 신호 송신시각을 계산한다. 신호 송·수신 시각을 식 예측 (Event Prediction, EP) 모듈에 입력하여 탐사선의 관측 가능한 시간을 계산한다. 탐사선의 관측 가능한 시간에서 지상국의 대기 정보인 대기 표면 온도, 압력, 상대습도, 수증기 부분압력 등을 입력한다. 대기 정보 파일을 읽어와 관측 모델을 통해 오차를 보정한다. 본 연구에서는 시간 지연 오차 보정, Hopfield-Goad 모델[5]을 이용해 구한 대류층에 의해 생기는 지연 및 굴절 오차 보정, Klobuchar 모델[6]을 (참고 문헌은 L밴드를 사용할 때의 지연 모델을 제시하지만, 전리층 지연 모델은 통신 주파수의 종류와 무관하게 사용 가능하다.) 이용해 구한 대기권 내 하전 입자에 의해 생기는 지연 오차 보정, Burkhart 모델[7]을 이용해 구한 대기권 밖 하전 입자에 의해 생기는 지

연 오차 보정, 안테나에 의해 생기는 지연 오차 보정을 수행한 후, 최종적으로 계산된 관측값인 시불변 양방향 도플러, 거리, 고도각, 방위각을 구한다. 더 다양한 지연모델과 해당 논문에서 소개된 모델들의 구체적인 수식은 연세대학교 석사 논문[8]에 소개되어 있다. 궤도 결정 모듈에서는 데이터 시뮬레이션 모듈에서 제공하는 계산된 관측값과 실제 관측값 사이의 잔차를 최소화해 궤도 결정을 수행하게 된다. 계산된 관측값을 구하기 위해서는 먼저 기하학적인 데이터 값을 구해야 한다. 본 연구에서는 가상의 달 탐사 궤적을 General Mission Analysis Tool (이하, GMAT [9]) 시나리오로 생성해 기하학적인 데이터 값을 구하였다. 또한, 본 연구에서 개발한 관측 모델을 통해 구한 오차 보정 값들은 미 항공우주국 (NASA)의 고다드 우주 비행 센터 (GSFC)에서 개발한 Orbit Determination ToolBoX (이하, ODTBX)[10]와 문헌 등을 통해 검증하였다.

II. 심우주 추적망 (DSN)의 관측값 보정

2.1 시간 지연 오차 보정

시간 지연 오차는 탐사선에서 오는 신호가 지상국에 도달하는 동안 지상국과 탐사선의 위치 (r)가 변하기 때문에 생기는 오차이다. 이를 계산하는 식 (1)을 라이트 타임 방정식이라고 부른다 (Moyer, 2000). 식 (1)에서 i 와 j 의 범위는 1부터 3까지이며, 1이면 신호 송신시각, 2이면 신호 반사시각, 3이면 신호 수신시각을 나타낸다. 또한 γ^* 는 Brans-Dicke 자유 상수, μ_s 는 태양의 중력 상수를 나타내는 값이다[4].

$$t_j - t_i = \frac{r_{ij}}{c} + \frac{(1 + \gamma^*)\mu_s}{c^3} \ln\left(\frac{r_i + r_j + r_{ij}}{r_i + r_j - r_{ij}}\right) \quad (1)$$

신호 수신시각 t_3 와 궤도 예측 모듈로부터 구한 기하학적인 데이터 값을 이용해 뉴턴-랩슨 방법으로 식 (1)을 반복적으로 계산하면 신호 반사시각 t_2 가 계산된다. 같은 방법으로 식 (1)을 풀어 신호 송신 시각 t_1 을 계산한다. 또한 식 (1)은 식 (2)와 같이 탐사선과 지상국의 기하학적인 거리($\rho_{geometric}$)와 시간 지연 오차($\rho_{lighttime}$)로 표현할 수 있다.

$$t_j - t_i = \rho_{geometric} + \Delta\rho_{lighttime} \quad (2)$$

신호 수신시각 t_3 와 신호 반사시각 t_2 , 신호 재송신시각 t_1 과 궤도 예측 모듈로부터 구한 탐사

선과 지상국 사이의 기하학적인 거리 ($\rho_{geometric}$)를 이용해 시간 지연 오차 ($\Delta\rho_{lighttime}$)를 계산한다.

2.2 대류층 지연 오차 보정

탐사선으로부터 출발한 신호가 대류층을 통과하면 대류층 내에 있는 중성원자들의 영향을 받아 신호 지연 현상이 발생한다. 본 연구에서는 대류층에 의한 지연 오차를 보정하기 위해 ODTBX에서 실제 사용되는 Hopfield-Goad 모델 [4]을 적용하였다. Hopfield-Goad 모델을 이용해 대류층 오차를 구하기 위해 먼저, 식 (3)을 이용해 건조 공기의 굴절지수 (N_1)을 계산하고, 식 (4)를 이용해 습 공기의 굴절지수 (N_2)를 계산한다. 식 (3)과 식 (4)에서 p 는 표면 압력, T 는 표면 온도를 뜻한다.

$$N_1 = \frac{77.624p}{T} \quad (3)$$

$$N_2 = \frac{371900e}{T^2} - \frac{12.92}{T} \quad (4)$$

식 (3)의 수증기 부분압력 (e)은 식 (5)를 이용해 계산한다. 이 때, f_h 는 0과 1 사이의 표면 상대 습도를 나타낸다.

$$e = 6.10f_h \exp\left(\frac{17.15(T-273.15)}{234.7+(T-273.15)}\right) \quad (5)$$

식 (6)을 이용해 대류층에서 건조 공기의 평균 높이 (h_1)를 계산하고, 식 (7)을 이용해 습 공기의 평균 높이 (h_2)를 계산한다.

$$h_1 = \frac{5.0 \times 0.002277}{N_2 \times 10^{-6}} p \quad (6)$$

$$h_2 = \frac{5.0 \times 0.002277}{N_2 \times 10^{-6}} \left[\frac{1255}{T} + 0.05\right] e \quad (7)$$

식 (8) ~ 식 (16)을 이용해 다항식 계수 α_{ij} 를 계산하며, 이 때 i 는 1~9까지의 상수이고, j 는 1~2까지의 상수이다. j 가 1일 때는 건조 공기를 나타내고, 2일 때는 습 공기를 나타낸다.

$$\alpha_{1j} = 1 \quad (8)$$

$$\alpha_{2j} = 4a_j \quad (9)$$

$$\alpha_{3j} = 6a_j^2 + 4b_j \quad (10)$$

$$\alpha_{4j} = 4a_j(a_j^2 + 3b_j) \quad (11)$$

$$\alpha_{5j} = a_j^4 + 12a_j^2b_j + 6b_j^2 \quad (12)$$

$$\alpha_{6j} = 4a_jb_j(a_j^2 + 3b_j) \quad (13)$$

$$\alpha_{7j} = b_j^2(6a_j^2 + 4b_j) \quad (14)$$

$$\alpha_{8j} = 4a_jb_j^2 \quad (15)$$

$$\alpha_{9j} = b_j^4 \quad (16)$$

식 (8) ~ 식 (16)의 a_j 는 식 (17)을 이용해 계산하며, b_j 는 식 (18)을 이용해 계산한다. 식 (17)과 식 (18)에서 γ 는 탐사선의 고도각, R_E 는 지구의 반경을 나타낸다.

$$a_j = -\frac{\sin\gamma}{h_j} \quad (17)$$

$$b_j = -\frac{\cos^2\gamma}{2h_jR_E} \quad (18)$$

또한, 상수 C_ρ 는 식 (19)를 이용해 계산하며, 이 식에서 λ' 은 탐사선 신호의 파장을 의미한다.

$$C_\rho = \left[\frac{170.2649}{173.3 - \frac{1}{\lambda'(1\mu m)}} \right] \left[\frac{78.8828}{77.624} \right] \left[\frac{173.3 + \frac{1}{\lambda'(1\mu m)}}{173.3 - \frac{1}{\lambda'(1\mu m)}} \right] \quad (19)$$

대류층 건조 공기의 최대 높이와 습공기의 최대 높이는 식 (20)을 이용해 계산한다.

$$r_j = \sqrt{(R_E + h_j)^2 - (R_E \cos\gamma)^2} - R_E \sin\gamma \quad (20)$$

또한, 식 (21)을 통해 최종적으로 Hopfield-Goad 모델을 이용해 대류층 지연 효과를 계산하게 된다[4].

$$\Delta\rho_{trop} = C_\rho \sum_{j=1}^2 \frac{N_j}{10^6} \sum_{i=1}^9 \frac{\alpha_{ij} r_j^i}{i} \quad (21)$$

Figure 1은 이러한 대류층 지연 오차를 나타내는 그림으로, S는 탐사선의 위치, T는 지상국의 위치, B는 시선 방향으로 신호의 대류층 도달 위치, A는 신호의 실제 대류층 도달 위치이다. 만약 대류층의 효과가 없다면 신호의 경로는 SBT이다. 하지만 실제 대류층의 영향을 받기 때문에 신호의 경로는 SAT를 따르게 된다.

대류층 지연 결과를 검증하기 위해 ODTBX를 이용해 구한 대류층 지연 결과 비교하였으며, 그 차이가 $10^{-14}m$ 수준으로 매우 작았다.

2.3 대기권 내 하전 입자에 의한 지연 오차 보정

지표면으로부터 50~1000 km 사이에는 태양에

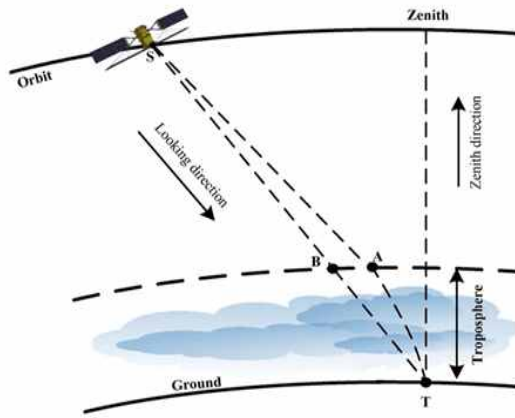


Fig. 1. Representation of Tropospheric Delay Effect

너지에 의해 이온화 된 전자들이 분포되어 있다. 본 연구에서는 대기권 안에 있는 하전 입자에 의한 지연 오차를 실제 ODTBX에서 사용되는 Klobuchar 모델[6]을 이용해 보정하였다. Klobuchar 모델은 특정 위도에서의 계수에 의해 영향을 받으며, 낮 시간 동안 지연 효과의 최대값을 갖는 특성이 있다. Klobuchar 모델을 이용해 대기권 안에 있는 하전 입자에 의한 지연 오차를 보정하기 위해서 식 (22)를 이용해 평균 이온층 높이에서 천정각 (ζ)을 계산한다. 이 때, h_{ion} 는 평균 이온층 높이를 뜻한다.

$$\zeta = \sin^{-1}\left[\frac{R_E}{R_E + h_{ion}} \cos \gamma\right] \quad (22)$$

하부 이온층 지점에서 위도 Φ_0 는 식 (23)을 이용해 계산하고, 하부 이온층 지점에서 경도 λ_0 는 식 (24)를 이용해 계산한다. 이 때, ϕ_{gs} 는 지상국의 위도, λ_{gs} 는 지상국의 경도, β 는 탐사선의 방위각을 뜻한다.

$$\Phi_0 = \sin^{-1}[\sin \phi_{gs} \sin(\gamma + \zeta) + \cos \phi_{gs} \cos \beta \cos(\gamma + \zeta)] \quad (23)$$

$$\lambda_0 = \lambda_{gs} + \sin^{-1}\left[\sin \beta \cos \frac{\gamma + \zeta}{\cos \Phi_0}\right] \quad (24)$$

식 (25)에서 하부 이온층 지점에서 지역시 t_{loc} 를 계산한다. 이 때, UT 는 시간 단위로 나타낸 세계시를 뜻한다.

$$t_{loc} = \frac{\lambda_0}{15} + UT \quad (25)$$

식 (26)을 이용해 일변화 주기 (\bar{P})와 일변화 위상 (θ_d)으로 표현된 지역시의 함수 χ 를 계산한다. 본 논문에서는 일변화 주기에는 32시, 일변화

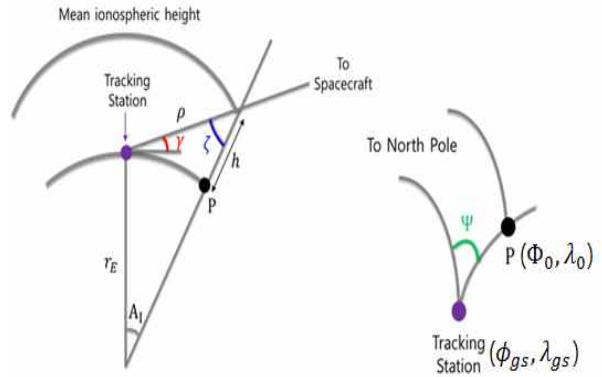


Fig. 2. Representation of Ionospheric Delay Effect Within Atmosphere

위상에는 14시를 넣어 계산하였다.

$$\chi = \min\left(\frac{\pi}{2}, \left|\frac{2\pi}{\bar{P}(t_{loc} - \theta_d)}\right|\right) \quad (26)$$

최종적으로 식 (27)을 이용해 Klobuchar 모델로 계산한 대기권 안에 있는 하전 입자에 의한 지연 오차를 계산한다. 식 (27)에서 N 은 이온층의 야간 특성 계수, D 는 이온층의 주간 특성 계수를 뜻한다[6].

$$\Delta \rho_{ion} = \sec \zeta [N + D \cos \chi] / f^2 \quad (27)$$

데이터 시뮬레이션 모듈의 이온층 지연 결과와 ODTBX 결과를 비교해본 결과, 두 값의 차이의 최대값이 0.20 mm 수준임을 통해 검증 여부를 확인하였다.

Figure 2는 이온층의 기하학적인 구조를 나타내는 그림으로, 지상국의 위도와 경도, 하부 이온층 지점에서 위도와 경도, 평균 이온층 높이에서 천정각, 탐사선의 고도가 표현되어 있다.

2.4 대기권 밖의 하전 입자에 의한 지연 효과의 기하학적인 구조

탐사선 신호의 하전 입자에 의한 영향은 대기권 밖의 하전 입자에 의한 오차 현상도 고려해 주어야 한다. 본 논문에서는 ODTBX에서 실제 사용되는 Burkhart 모델[7]을 이용해 대기권 밖의 하전 입자에 의한 오차를 계산하였다. Burkhart 모델은 태양풍에 의한 편향 효과나 태양 흑점 폭발 등은 고려하지 않은 모델이다. 따라서 Burkhart 모델은 태양풍이 등방적이고 정적인 상태에서 유효하다. 대기권 밖의 하전 입자에 의한 지연 효과의 기하학적인 구조가 Fig. 3에 표현되어 있다. Fig. 3에서 r_s 는 태양과 탐사선 사이의 거리 벡터, r_e 는 지구와 태양 사이의 거리 벡터,

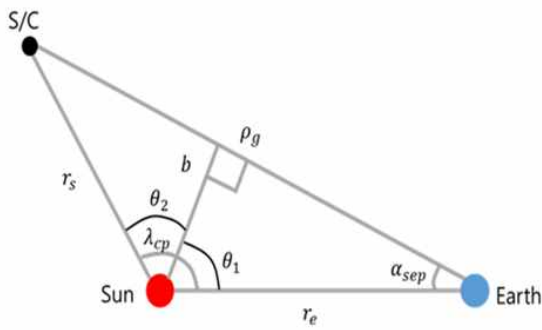


Fig. 3. Representation of Ionospheric Delay Effect Beyond Atmosphere

Table 1. Total Electron Content at Altitude of 1 AU [7]

Parameter	Pioneer VI	Pioneer VII
Data Span	Dec. 1965 - May. 1966	Aug. 1966 - Mar. 1967
Geocentric Range, km,	to 75×10^6	to 85×10^6
N_1 , $\frac{\text{electrons}}{\text{cm}^2}$	4.3 ± 3.6	8.7 ± 4.0

ρ_g 는 지구와 탐사선 사이의 거리 벡터이다. 또한, α_{sep} 은 태양-지구-탐사선 사이의 각을 나타내며, λ_{cp} 는 탐사선-태양-지구 사이의 각을 나타낸다.

Burkhart 모델을 통한 지연 효과를 계산하기 위해 태양-지구-탐사선 사이의 각 α_{sep} 를 식 (28)을 이용해 계산한다.

$$\alpha_{sep} = \cos^{-1} \frac{-\rho_g \cdot r_e}{\|\rho_g\| \|r_e\|} \quad (28)$$

다음으로, 식 (29)를 이용해 탐사선-태양-지구 사이의 각 λ_{cp} 를 계산한다.

$$\lambda_{cp} = \cos^{-1} \frac{r_s \cdot r_e}{\|r_s\| \|r_e\|} \quad (29)$$

식 (30)을 이용해 태양-지구-탐사선 사이의 각에 따라 달라지는 신호 경로의 상의 총 전자 합량 I_e 를 계산한다. 식 (30)에서 C_0 는 1.5×10^{17} 의 값을 갖는 상수이며, N_1 은 1 AU에서 공간 전자 밀도이다[7].

$$I_e = \begin{cases} C_0 \frac{N_1}{r_e} \frac{\lambda}{\sin \alpha_{sep}} & 0 < \alpha_{sep} < 180^\circ \\ C_0 \frac{N_1}{r_e} \frac{\rho_g}{r_e - \rho_g} & \alpha_{sep} = 0^\circ \\ C_0 \frac{N_1}{r_e} \frac{\lambda}{r_e + \rho_g} & \alpha_{sep} = 180^\circ \end{cases} \quad (30)$$

전자 밀도 N_1 은 탐사선의 주파수 라디오 전파 실험을 통해 수집되며, 본 논문에서는 Table 1을 참고하여 계산하였다.

식 (31)을 이용해 최종적으로 하전 입자에 의한 지연 효과를 계산한다[7].

$$\Delta \rho_{cp} = \frac{40.3}{f^2} I_e \quad (31)$$

식 (31)에서 f 는 탐사선의 신호의 주파수 (Hz)이다.

2.5 안테나에 의한 지연 오차 보정

안테나에 의한 지연 오차는 안테나의 주축과 2차 회전축이 일치하지 않아 생기는 현상이다. Fig. 4는 안테나 지연 효과의 기하학적인 구조를 나타내는 그림이다. Fig. 4를 보면, 탐사선과 지상국 사이의 기하학적인 거리 ρ 와 안테나의 축 오프셋에 의한 탐사선과 지상국 사이의 실제 거리 $\hat{\rho}$ 사이에 오차가 생긴다. 탐사선과 지상국 사이의 기하학적인 거리가 안테나 축 오프셋보다 훨씬 큰 값을 가지므로, 탐사선으로부터 출발한

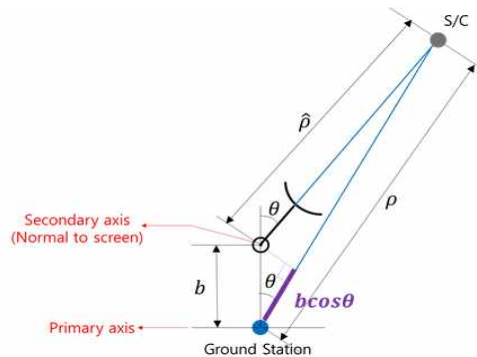


Fig. 4. Representation of Antenna Axis Offset Delay Effect

Table 2. DSN Antenna Information (ODTK, 2016)

Identifier	Axis-Offset b (m)
26-H-D	6.706
34-H-D	0.9144
26-A-E	6.706
26-X-Y	2.438
34-HSB	1.8288
34-HEF	0
34-BWG	0
64-A-E	0
70-A-E	0
11VLBI	0

신호는 평행하다고 가정한다. 따라서, 안테나에 의한 지연 효과는 식 (32)로 표현할 수 있다[4].

$$\Delta\rho_{ant} = -b \cos\theta \quad (32)$$

식 (32)는 안테나에 의한 지연 효과를 보정해주는 식이다. 식 (32)에서 b 는 안테나 축 오프셋 값이며, Table 2를 이용해 구한다. 탐사선의 천정각 θ 는 90° 에서 탐사선의 고도각 γ 만큼을 빼서 계산한다. 이와 더불어 안테나들은 각자의 마운트 타입이 존재하며, 이에 따라 안테나 지연 효과의 계산 방식이 달라진다. 실제 임무 운영 시, 각 DSN의 안테나 마운트 타입에 유의하여 안테나 지연 효과를 고려해주어야 한다.

2.6 대류층 굴절 오차 보정

대류층 내의 중성 원자에 의해 탐사선으로부터 오는 신호가 굴절되므로 굴절 오차를 보정해 주어야 한다. 본 연구에서는 대류층 굴절 오차를 실제 ODTBX에서 사용하는 Hopfield-Goad 모델 [5]을 통해 보정하였다. Hopfield-Goad 모델을 통해 대류층 굴절 오차를 보정하기 위해 식 (3) ~ 식 (7)을 이용해 건조 공기와 습윤공기의 굴절 계수, 평균 높이를 구한다. 식 (20)을 이용해 건조 공기의 최대 높이와 습윤공기의 최대 높이를 구한다. 다음으로, 식 (33) ~ 식 (39)를 이용해 다양한 계수를 구한다. 이 때, a_j 는 식 (17)과 같고, b_j 는 식 (18)과 같다.

$$\beta_{1j} = 1 \quad (33)$$

$$\beta_{2j} = 3a_j \quad (34)$$

$$\beta_{3j} = 3(a_j^2 + b_j) \quad (35)$$

$$\beta_{4j} = a_j(a_j^2 + 6b_j) \quad (36)$$

$$\beta_{5j} = 3b_j(a_j^2 + b_j) \quad (37)$$

$$\beta_{6j} = 3a_j b_j^2 \quad (38)$$

$$\beta_{7j} = b_j^3 \quad (39)$$

굴절 보정을 위한 상수 C_E 는 식 (40)으로 표현되며, λ' 은 μm 단위로 나타낸 신호의 파장을 의미한다.

$$C_E = \left[\frac{170.2649}{173.3 - \frac{1}{\lambda' / (\mu m)}} \right] \left[\frac{78.8828}{77.624} \right] \quad (40)$$

식 (41)을 이용해 최종적으로 Hopfield-Goad 모델을 통해 고도각 관측값에 영향을 미치는 대류층 굴절 오차를 계산할 수 있다[5].

$$\Delta E = C_E \frac{4 \cos \gamma}{\rho} \left[\sum_{j=1}^2 \frac{N_j}{10^6 h_j} \sum_{i=1}^7 \frac{\beta_{ij} r_j^{i+1}}{i(i+1)} + \frac{\beta_{ij} r_j^i}{i} (\rho - r_j) \right] \quad (41)$$

식 (41)을 이용해 최종적으로 Hopfield-Goad 모델을 통해 고도각 관측값에 영향을 미치는 대류층 굴절 오차를 계산할 수 있다[5].

III. 심우주 추적망 (DSN)의 관측값 생성

3.1 계산된 거리 관측값 생성

계산된 거리 관측값은 관측 모델을 통해 오차가 보정된 탐사선과 지상국 사이의 거리를 의미한다. 지연 효과의 총 합 ($\Delta\rho$)은 식 (42)를 통해 계산된다[11].

$$\Delta\rho = \Delta\rho_{lighttime} + \Delta\rho_{trop} + \Delta\rho_{ion} + \Delta\rho_{c.p} + \Delta\rho_{ant} \quad (42)$$

최종적으로, 거리 관측값은 식 (43)을 이용해 계산한다. 식 (43)에서 $\rho_{geometric}$ 은 지상국과 탐사선 사이의 거리를 의미한다.

$$\rho = \rho_{geometric} + \Delta\rho \quad (43)$$

3.2 계산된 시불변 양방향 도플러 관측값 생성

도플러 관측값은 도플러 카운트 변화량 (ΔN)을 도플러 카운트 시간 (T_C)으로 나눈 값이다. 도플러 관측값은 거리 관측값과 마찬가지로 지연 효과에 의한 영향을 받는다. 지연 효과에 의해 생기는 도플러 관측값은 식 (44)와 같다. 식 (44)의 M_2 는 탐사선의 신호 회송비, $f_T(t_1)$ 는 신호 송신 주파수, T_c 는 도플러 카운트 시간 간격, $\Delta t_e - \Delta t_s$ 는 도플러 카운트 마침 시각과 시작 시각 시각에서 지연 효과 총합을 나타낸다.

$$\Delta F = \frac{M_2 f_T(t_1)}{T_C} (\Delta t_e - \Delta t_s) \quad (44)$$

시불변 양방향 도플러 관측값 (F)은 식 (45)를 이용해 계산하며, 식 (45)에서 $t_e - t_s$ 는 도플러 카운트 마침 시각과 시작 시각의 차를 나타낸다[4].

$$F = \frac{M_2 f_T(t_1)}{T_C} (t_e - t_s) + \Delta F \quad (45)$$

3.3 계산된 각도 관측값 생성

각도 관측값은 탐사선의 방위각과 고도각을 의미하며, 지구 중심 지구 고정 (Earth-Centered, Earth-Fixed, ECEF) 좌표계에서 관측자 중심 지평 좌표계로 변환될 수 있다.

먼저, 각도 관측값을 구하기 위해 식 (46)을 이

용해 지상국과 탐사선 사이의 거리 벡터 ($\vec{\rho}_{ECEF}$)를 계산한다.

$$\vec{\rho}_{ECEF} = \vec{r}_{ECEF} - \vec{r}_{siteECEF} \quad (46)$$

다음으로, 식 (47)을 이용해 지구 중심 지구 고정 좌표계 상에서 벡터를 관측자 중심 지평 좌표계 상의 벡터로 좌표 변환한다. 식 (47)에서 \hat{S} , \hat{E} , \hat{Z} 는 각각 관측자 중심 지평 좌표계 (Topocentric-Horizon Coordinate System, SEZ)를 나타낸다. 이 때, 좌표 변환 회전 행렬 $[\frac{SEZ}{ECEF}]$ 는 식 (48)과 같다. 식 (48)에서 λ 는 지상국의 경도, ϕ_{gd} 는 측지 위도이다.

$$\vec{\rho}_{SEZ} = [ROT2(90^\circ - \phi_{gd})][ROT3(\lambda)]\vec{\rho}_{ECEF} \quad (47)$$

$$[\frac{SEZ}{ECEF}] = \begin{bmatrix} \sin(\phi_{gd})\cos(\lambda) & \sin(\phi_{gd})\sin(\lambda) & -\cos(\phi_{gd}) \\ -\sin(\lambda) & \cos(\lambda) & 0 \\ \cos(\phi_{gd})\cos(\lambda) & \cos(\phi_{gd})\sin(\lambda) & \sin(\phi_{gd}) \end{bmatrix} \quad (48)$$

최종적으로, 탐사선의 방위각(β)은 식 (49)를 이용해 계산한다.

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{\rho_E}{\sqrt{\rho_s^2 + \rho_E^2}}\right) \quad (49)$$

탐사선의 고도각 (γ)은 식 (50)과 같이 계산한다 [12].

$$\gamma = \sin^{-1}\left(\frac{\rho_Z}{|\rho_{SEZ}|}\right) \quad (50)$$

두 개의 각도 관측값 중, 고도각은 대류층에 의해 영향을 받기 때문에 대류층 굴절 오차를 보정해야 한다. 따라서 식 (51)과 같이 계산하며, 대류층의 영향에 의해 생긴 굴절각 ΔE 는 식 (41)을 이용해 계산한다.

$$E = \gamma + \Delta E \quad (51)$$

IV. 심우주 추적망 (DSN)의 관측값 시뮬레이션

4.1 가상의 달 탐사 시험용 궤도선 시나리오

데이터 시뮬레이션 모듈 시험을 위한 기하학적인 데이터 값 생성을 위해서 GMAT을 이용해 가상의 달 탐사 시험용 궤도선 임무 시나리오를 생성하였다. 가상의 달 탐사 시험용 궤도선 임무

Table 3. Configuration of Simulation Scenario

Index	Values
Simulation start time	2020/07/21/ 11:29:10.811
Simulation end time	2020/08/27/ 18:31:01.520
Ground station	GoldStone DSS 27
Signal frequency	S band (2.09 GHz)
Propagator	Runge-Kutta 8-9
Time step	600 sec

Table 4. Initial Orbital Elements of Simulated Spacecraft

Orbital Elements	Values
Semi major axis	8637.29234 km
Eccentricity	0.99672
Inclination	12.4606 °
Right ascension of ascending node	112.8362 °
Argument of perigee	126.2633 °
True anomaly	180.0004 °

시나리오 설정 값은 Table 3과 같다.

가상의 임무 시나리오에서 궤도 적분기로 Runge-Kutta 8-9차를 사용해 약 37 일간 600 초 간격으로 데이터를 생성하였다. 탐사선의 신호 주파수는 실제 달 탐사 임무인 LRO와 LCROSS에서 사용된 S 밴드를 사용하였으며, 지상국 안테나로는 골드스톤의 DSS 27번 안테나를 사용해 시뮬레이션을 수행하였다. 또한, S 밴드의 통상적인 송신 주파수가 아닌 DSS 27번 안테나의 주파수*) 사용하여 시뮬레이션을 수행하여, 안테나 하드웨어 특성을 반영하였다. 가상의 달 탐사 시험용 궤도선의 초기 위치는 Table 4와 같이 설정하였다.

Figure 5는 Table 3과 Table 4를 시뮬레이션 시나리오 입력 값으로 넣어 생성한 가상의 달 탐사 시험용 궤도선의 궤적이다. Fig. 5의 가상의 달 탐사 시험용 궤도선의 궤적은 발사 후 상 변환 궤도에 도달한다. 궤도선은 상 변환 궤도에서 약 1.5회 공전을 한 후, 최종적으로 달 탐사 임무 궤도에 도달한다. 따라서, 탐사선은 루프형 천이를 사용하는 궤적을 이용하여 달에 도달하게 된다.

*) DSS 23번 안테나 정보 : NASA PDS Geoscience Node (<http://pds-geosciences.wustl.edu/>)의 공개 데이터 참조

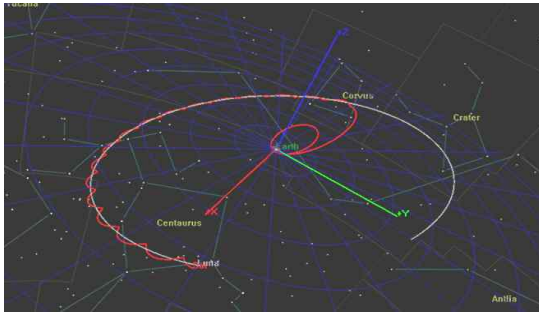


Fig. 5. Orbit of Simulated Spacecraft

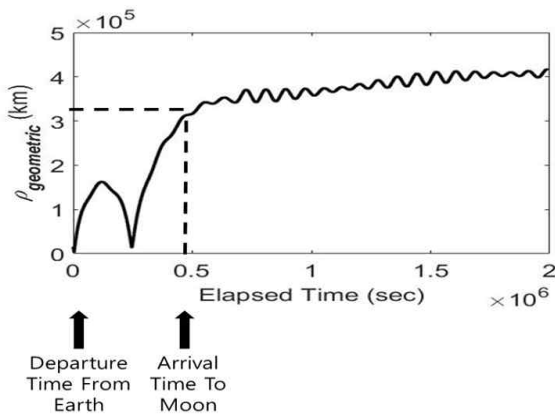


Fig. 6. Geometric Range between Simulated Spacecraft and Ground Station

루프형 천이를 이용한 달 탐사 시험용 궤도선의 궤적에서 탐사선과 지상국 사이의 기하학적인 거리 ($\rho_{geometric}$)를 그래프로 나타내면 Fig. 6과 같다. 시뮬레이션 경과 시각이 5.4×10^5 초가 경과했을 때, 시험용 달 궤도선은 달 궤도에 진입하게 된다.

4.2 지연 오차 계산 결과

달 탐사 시험용 궤도선 시나리오에서 구한 기하학적인 데이터 값을 이용해 데이터 시뮬레이션 모듈에서 관측 모델을 통해 지연 오차를 계산한 결과는 Fig. 7~11과 같다. 이 그림들에서 가로축은 시뮬레이션 경과시간으로, 시뮬레이션 기간 동안 600초 간격으로 데이터 값을 생성했으며, 탐사선의 컷 오프 고도각 (cut-off angle)을 5° 로 설정하였다. 본 장에서 주어진 그래프들 상에서 데이터가 없는 구간들이 존재하는데, 이는 컷 오프 고도각에 따라 데이터를 수정하였기 때문이다. 그래프의 세로축은 관측 모델을 이용해 계산한 각각의 지연 효과를 나타낸다.

Figure 7은 식 (2)를 이용해 계산한 시간 지연 오차를 나타내며, 시간 지연 오차가 -3.42×10^{-2} m

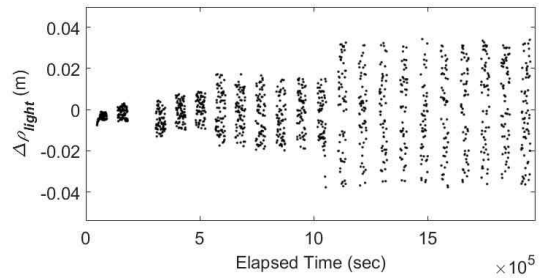


Fig. 7. Light Time Delay Effect

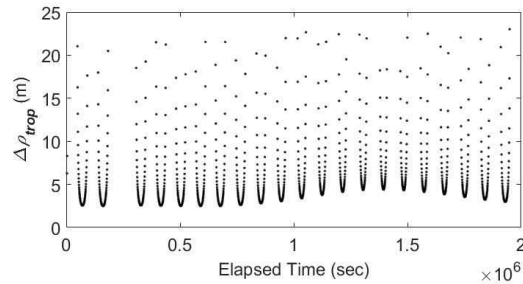


Fig. 8. Tropospheric Delay Effect

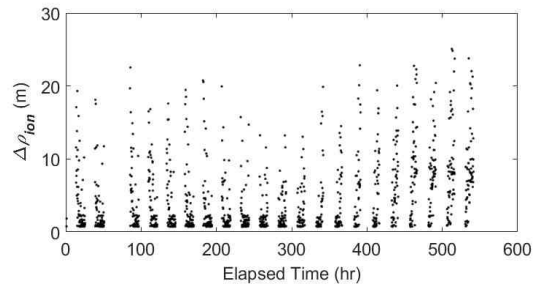


Fig. 9. Ionospheric Delay Effect within Atmosphere

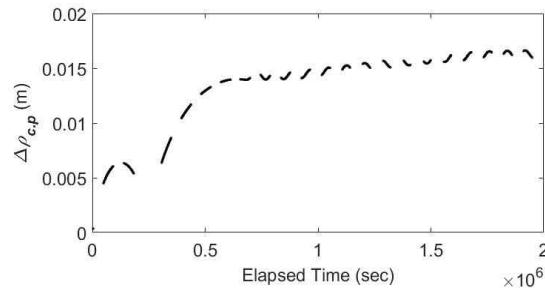


Fig. 10. Ionospheric Delay Effect beyond Atmosphere

$\sim 3.42 \times 10^{-2}$ m의 값을 갖는 것을 볼 수 있다. Figure 8은 식 (21)을 이용해 계산한 대류층 지연 오차를 나타내며, 시뮬레이션 경과 시간동안 대류층 지연 오차가 2.43 m ~ 23.01 m의 값을 갖는다.

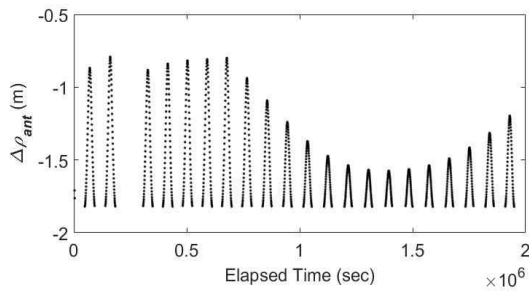


Fig. 11. Antenna Axis Offset Delay

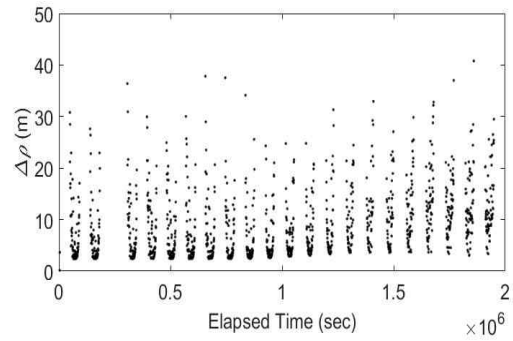


Fig. 12. Total Sum of Delay Effect

Table 5. Delay Effects of Simulation Calculated with Measurement Model

Index	Min	Max
$\Delta\rho_{lighttime}$	-3.42×10^{-2} m	3.42×10^{-2} m
$\Delta\rho_{trop}$	2.48 m	23.01 m
$\Delta\rho_{ion}$	0.72 m	25.07 m
$\Delta\rho_{cp.}$	3.48×10^{-4} m	1.66×10^{-2} m
$\Delta\rho_{ant}$	-1.82 m	-0.79 m

Figure 9는 식 (27)을 이용해 계산한 대기권 안에 있는 하전 입자에 의한 지연 오차를 나타내며, 시뮬레이션 경과 시간동안 그 지연 오차가 0.72 m ~ 25.07 m의 값을 갖는다.

Figure 10은 식 (31)을 이용해 계산한 대기권 밖의 하전 입자에 의한 지연 오차를 나타내며, 그 지연 오차가 3.48×10^{-4} m ~ 1.66×10^{-2} m의 값을 갖는다.

Figure 11은 식 (32)를 이용해 계산된 안테나 축 오프셋에 의한 지연 오차이며, -1.82 m ~ -0.79 m 범위의 값을 갖는다.

Figure 7~11의 결과를 요약하면 Table 5와 같다. 가상적인 달 탐사 시험용 궤도선 임무의 경우 이온층에 의한 지연 오차가 최대 25.07 m로 지연 효과 중 가장 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다.

4.3 계산된 관측값 생성 결과

이 절에서는 최종적으로 계산된 관측값을 생성하였다. Fig. 12는 지연 효과의 총 합을 나타내는 그림으로 식 (42)를 이용해 계산한다. 지연 효과 총 합이 0.14 m ~ 40.77 m까지 나타나며, 그 중에서 이온층에 의한 지연 효과가 가장 크다는 것을 알 수 있다.

Figure 13은 관측 모델을 통한 지연 효과 오차를 보정한 결과 값으로 식 (43)을 이용해 계산한다. 대류층, 대기권 내의 하전 입자, 대기권 밖

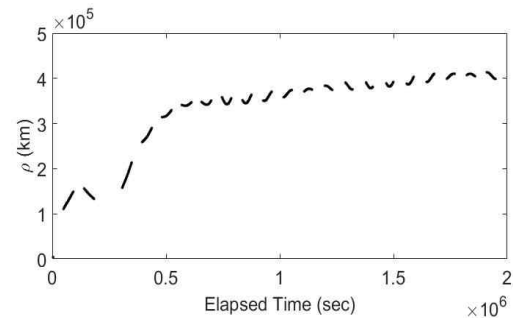


Fig. 13. Calculated Sequential Two-Way Range

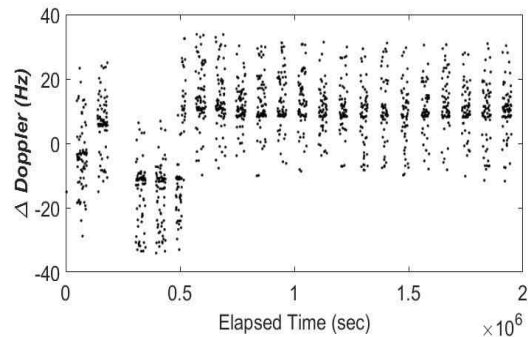


Fig. 14. Delay Effect on Calculated Two-Way Doppler

의 하전 입자, 안테나 축 오프셋에 의한 지연 효과를 전부 포함한 계산된 거리 관측값은 3.97×10^3 km ~ 4.131×10^5 km 범위의 값을 갖는다.

Figure 14는 지연 오차에 의한 시불변 양방향 도플러 관측값을 계산한 것으로 식 (44)를 이용해 계산한다. 도플러 카운트 시간은 10초로 설정하였다. 지연 오차에 의한 시불변 양방향 도플러 관측값은 -34.08 Hz ~ 33.82 Hz 정도의 값을 갖는다.

Figure 15는 지연 오차에 의한 영향을 포함해

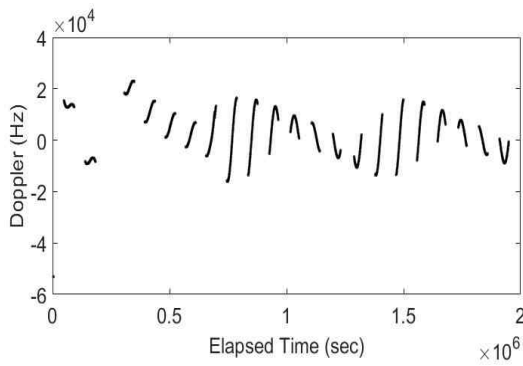


Fig. 15. Calculated Two-Way Doppler

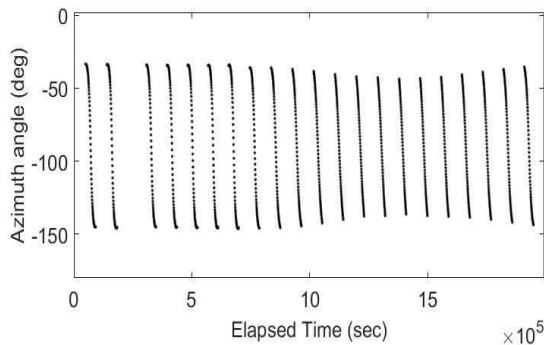


Fig. 16. Calculated Azimuth Angle

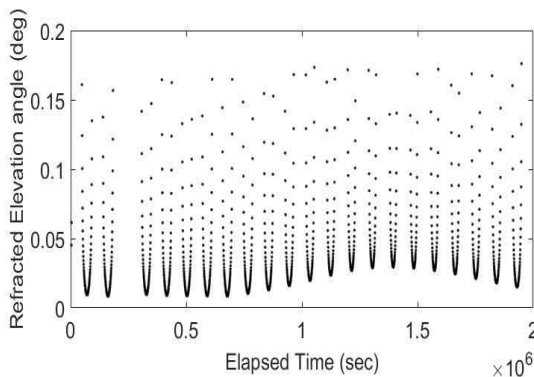


Fig. 17. Tropospheric Refraction Effect on Elevation Angle

최종적으로 시불변 양방향 도플러 관측값을 계산한 것으로 식 (45)를 이용해 계산한다. 계산된 도플러 관측값은 ± 20 kHz 정도의 값을 갖는다.

Figure 16은 탐사선의 방위각 관측값을 계산한 것으로 식 (49)를 이용해 계산한다. 시뮬레이션 기간 동안 탐사선의 계산된 방위각 관측값은 $-145.21^\circ \sim -34.93^\circ$ 의 값을 갖는 것을 볼 수 있다.

Figure 17은 대류층 지연에 의해 굴절된 고도각으로 식 (41)을 이용해 계산한다. 시뮬레이션 기간 동안 대류층에 의해 굴절된 고도각은

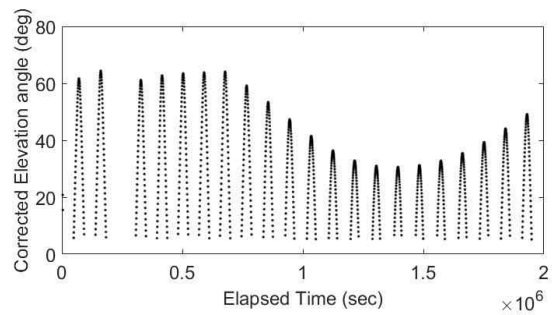


Fig. 18. Corrected Elevation Angle with Tropospheric Refraction Effect

$0.0083^\circ \sim 0.1761^\circ$ 범위의 값을 갖는다. Fig. 18은 대류층 지연에 의한 오차를 보정한 탐사선의 계산된 고도각 관측값으로 식 (51)을 이용해 계산한다. 시뮬레이션 기간 동안 탐사선의 계산된 고도각은 $5.18^\circ \sim 64.38^\circ$ 정도의 값을 갖는다.

V. 결 론

본 연구에서는 한국형 달 탐사 시험용 궤도선을 위한 비행 동역학 소프트웨어의 심우주 관측망의 관측값을 구현하고 시험해보았다. 먼저, 가상의 달 탐사 시험용 궤도선 궤적을 GMAT 시나리오로 생성해 기하학적인 데이터 값을 구했다. 가상의 달 탐사 시험용 궤도선은 루프형 천이를 이용해 달 궤도에 도달하는 궤적을 따라 이동한다. 각각의 관측 모델 식을 이용해 지연 효과들의 범위를 계산하면, 시간 지연 오차는 $-3.42 \times 10^{-2} \text{ m} \sim 3.42 \times 10^{-2} \text{ m}$, 대류층 지연 오차는 $2.43 \text{ m} \sim 23.01 \text{ m}$, 대기권 안에 있는 하전 입자에 의한 오차는 $0.72 \text{ m} \sim 25.07 \text{ m}$, 대기권 밖의 하전 입자에 의한 오차는 $3.48 \times 10^{-4} \text{ m} \sim 1.66 \times 10^{-2} \text{ m}$, 안테나에 의한 오차는 $-1.82 \text{ m} \sim -0.79 \text{ m}$ 임을 확인할 수 있다. 가상의 달 탐사 임무 궤도 상에서 관측값이 대기권 내 하전입자에 의한 영향을 가장 크게 받는 것을 알 수 있었다. 위의 지연 오차를 보정해 관측값 (거리, 도플러, 방위각, 고도각)을 계산할 수 있다. 본 연구에서 개발된 데이터 시뮬레이션 모듈은 문헌과 ODTBX를 이용해 검증을 마쳤으며, 비행 동역학 소프트웨어 개발이 완료되면 실제 달 탐사 임무의 궤도결정을 위한 관측값으로 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부의 우주핵심기술개

발 사업(2014M1A3A3A03034588)과 달탐사 사업(NRF-2017M1A3A9014638)의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Song, Y-J, Lee, D., Bae, J-H, Kim, B., Kim, Y., Lee, E-J, Kim, H-J, Park, S-Y, "Preliminary Design of LUDOLP: the Flight Dynamics Subsystem for the Korean Pathfinder Lunar Orbiter Mission", *14th International Conference on Space Operation*, May 16-20, 2016, Daejeon, Korea.
- 2) Kim, Sang-Goo, Dong-Weon Yoon, and Kwang-Min Hyun. "Ground stations of korean deep space network for lunar explorations." *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences* 38.5 (2010): 499-506.
- 3) Hae-Yeon Kim et al., "Deep Space Network Measurement Model Development for Interplanetary Mission" *Journal of Astronomy and Space Sciences* 21.4 (2004): 361-370.
- 4) Moyer, T. D., "Formulation for Observed and Computed Values of DSN Data Types for Navigation", *Wiley & Sons*, New Jersey, 2000.
- 5) Montenbruck O., Gill E., "Satellite Orbits Models, Methods, Applications", *Springer*, New York, 2005.
- 6) Klobuchar, J. A., 1987, "Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users", *IEEE Journal*, Vol. AES-23, No. 3, pp.325-331 .
- 7) Burkhart, P. D., "Adaptive orbit determination for interplanetary spacecraft", *PhD Dissertation*, University of Texas, 1995.
- 8) HynJeong Kim, "Development of the Data Simulation Module of the Flight Dynamics Subsystem for Korea Pathfinder Lunar Orbiter", *The Graduate School, Dept. of Astronomy*, August, 2016.
- 9) General Mission Analysis Tool, GMAT Software Package, Ver 2014a, *NASA Goddard Space Flight Center*, 2014.
- 10) Orbit Determination ToolBoX, ODTBX Software Package, Ver 6.5., *NASA Goddard Space Flight Center*, 2015.
- 11) Wright, J. R., "Orbit Determination Tool Kit Theory & Algorithms", *Analytical Graphics, Inc.*, 2013.
- 12) Vallado, D. A., "Fundamentals of Astrodynamics and Applications" *Springer Science & Business Media*, New York, 2007.