

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.9.875

## 달탐사 임무를 위한 3체 운동방정식 기반의 인공위성 궤적보정 기동

조동현\*, 정영석\*\*, 이동현\*\*, 정보영\*\*, 방효충\*\*\*

Satellite Trajectory Correction Maneuver for Lunar Mission  
based on Three-Body Dynamics

Dong-Hyun Cho\*, Youngsuk Jung\*\*, Donghun Lee\*\*, Boyoung Jung\*\* and Hyochoong Bang\*\*\*

## ABSTRACT

During the lunar mission, spacecraft are subject to various unexpected disturbance sources such as third body attraction, solar pressure and operating impulsive maneuver error. Therefore, efficient trajectory correction maneuver (TCM) strategy must be required to follow the designed mission trajectory. In the early days of space exploration, the mission trajectory has been designed by using patched conic approach based on two-body dynamics for the lunar mission. Thus the TCM based on two-body dynamics has been usually adopted. However, with the advanced in computing power, the mission trajectory based on three-body dynamics is attempted recently. Thus, these approaches based on two-body dynamics are essentially different from real environment and large amount of energy for the TCM is required. In this work, we study the trajectory correction maneuver based on three-body dynamics.

## 초 록

달탐사 임무를 수행하는 인공위성의 경우 임무수행을 하는 과정에서 3체에 의한 인력, 태양풍 그리고 추력시스템의 추력오차 등의 많은 예기치 못한 외부 섭동력에 영향을 받게 된다. 따라서 주어진 임무궤도를 따라서 인공위성이 운영되기 위해서 궤적 보정 기동이 필요하다. 우주 탐사의 초창기 시절에는 이러한 임무궤도는 주로 2체 운동방정식에 기반을 한 패치 코닉(Patched Conic)기법으로 생성을 하였으며, 이로 인해 2체 운동방정식에 기반을 한 궤적 보정 기동이 많이 사용되어져 왔다. 하지만 최근 컴퓨터 연산능력의 향상에 기인하여 이러한 임무궤도를 지구-인공위성-달의 3체 운동방정식에 기반하여 설계하고 있는 추세이다. 따라서 기존의 2체 운동방식 기반의 궤적 보정 기동으로는 실제 우주환경과 많은 차이를 보이기 때문에 달의 작용권구(Sphere of Influence)에 접근할수록 많은 궤도오차를 보이며, 이를 보정하기 위해서 많은 에너지가 필요하게 된다. 따라서 본 논문에서는 3체 운동방정식에 기인한 궤적 보정 기동에 대하여 기술하고자 한다.

**Key Words** : Trajectory Correction Maneuver(궤적 보정 기동), Lunar Mission(달탐사 임무), Three Body Dynamics(3체 운동방정식)

† 2010년 2월 3일 접수 ~ 2010년 7월 23일 심사완료

\* 정회원, KAIST 인공위성연구센터

\*\* 정회원, KAIST 항공우주공학과 대학원

\*\*\* 정회원, KAIST 항공우주공학과

교신저자, E-mail : hcbang@ascl.kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 구성동 373-1

## 1. 서 론

달은 지구에서 가장 가까운 천체로 인류의 우주에 대한 도전의 목표이자 시작이었다. 이러

한 인류의 관심은 많은 천문학적 발전을 이루었으며, 결국 달에 인간을 보내고자 하는 염원으로 발전하였다. 그 결과 1969년 7월 20일 인류는 드디어 달에 그 첫 발걸음을 내딛게 되었다. 이러한 달탐사에 대한 도전은 그 눈을 우주로 돌려 많은 외부 행성들에 대한 탐사임무로 이어져왔다. 현재까지 이러한 행성 탐사 임무는 관련 기술 선진국, 즉 미국, 유럽연합, 구소련에 의해 주도되어 왔으나 최근 일본을 비롯하여 중국, 인도까지 달 및 행성탐사 임무를 발표하였으며, 한국에서도 달 탐사 임무에 참여할 것을 발표하였다.

이러한 달 탐사 임무를 위해서는 먼저 기준 궤적을 생성해야 한다. 이러한 기준 궤적 설계는 추진 시스템의 종류에 따라 다양한 방법이 있다. 한국의 경우 순간 추력방식을 이용한 달 탐사 임무 궤적의 설계<sup>[1]</sup>와 저추력 방식을 이용한 달 탐사 임무 궤적의 설계<sup>[2]</sup>, 그리고 이러한 두 가지 방식을 조합한 임무 궤적 설계 기법<sup>[3]</sup>이 제시되어왔다.

하지만 태양의 인력, 태양풍, 초기 순간 추력 오차 등의 섭동력으로 인해 실제 임무 궤적은 기준 궤적을 벗어나게 되며, 따라서 이러한 궤적 오차를 수정하기 위해서 궤적 보정 기동을 필요로 한다. 이러한 궤적 보정 기동은 주로 순간추력 방식을 사용한 인공위성에 많이 적용이 되어왔으며, 저추력기를 이용하는 인공위성의 경우 탐사임무를 수행하는 과정에서 계속적으로 추력을 발생하기 때문에 별도의 궤적 보정 기동을 수행하기보다 추력 벡터 유도법칙을 통해 이와같은 궤도오차를 줄이면서 임무를 수행한다. 이러한 궤적 보정 기동의 대표적인 방법으로 B-평면 조준법<sup>[4][10]</sup>과 궤도 선형화 기법<sup>[5]</sup>이 있다. 이러한 B-평면 조준법의 경우, 달의 작용권구(Sphere of Influence) 내에서 탐사선의 진입궤적이 쌍곡선 궤도를 갖게 됨에 따라서 새롭게 정의된 B벡터를 추종하고자 하는 것을 목적으로 수치적 선형화를 통해 궤적 보정 기동을 수행하게 된다.<sup>[10]</sup> 현재 이와 관련해서 국내에서는 궤적 오차를 성능함수로 설정하여 최적화 기법을 이용하여 궤적 보정 기동을 하는 방식을 참고문헌[4]에서 제시하고 있다. 본 논문에서는 최적화 과정을 통해서 탐사선의 설계에 많은 도움을 주지만 최적화로 인한 많은 반복 계산과 초기치 설정의 어려움 등으로 인해 실제 탐사선에 실시간으로 탑재하기에는 많은 어려움이 있다.

궤도 선형화 기법은 2체 운동방정식에 기반을 둔 상태천이 행렬(State Transition Matrix)을 이용해서 궤적 보정 기동을 하는 방법<sup>[5]</sup>으로 해석적 해를 제공해주기 때문에 계산이 간단한 반면 1차 선형항만을 사용하기 때문에 정확도가 상대적으로 떨어지는 단점이 있다. 따라서 참고문헌[5]에서 제시하고 있는 궤도 선형화 기법을 3체 운동방정식 기반의 임무 궤적에 대해 이러한 궤적 보정 기법의 수정이 필요하다.

따라서 본 논문에서는 이러한 궤도 선형화 기법을 발전시켜 순간추력 방식을 사용한 탐사선에 대해 3체 운동방정식을 이용한 궤적 보정 기동에 대하여 연구하였다.

## II. 궤적 보정 기동

Fig. 1은 달 탐사 임무를 위해 설계한 임무 궤적과 실제 외란 환경 모델링과 추력 시스템의 오차로 인하여 생기는 궤적 오차를 모사하였다. 여기서 실선은 설계된 임무 궤적을 나타내며, 이를 위한 궤도천이 기법으로는 직접적 천이기법을 사용하였다. 점선은 외란 효과 및 추력 시스템의 오차로 인한 실제 궤적을 모사한 것이다. 이 때 사용되어진 추력 시스템은 GENESIS 위성의 추력 시스템과 같이 0.2%(1 $\sigma$ )의 추력 오차를 갖고 있다고 가정하였다.<sup>[6]</sup> 이 경우 탐사선은 기준에 설계한 궤적을 상당부분 벗어나게 됨을 알 수 있으며, 이는 자칫 탐사 임무의 실패로 이어질 수 있다. 따라서 적절한 시점에서의 궤적 보정 기동을 통해서 이러한 궤적 오차를 줄여야 할 것이다.

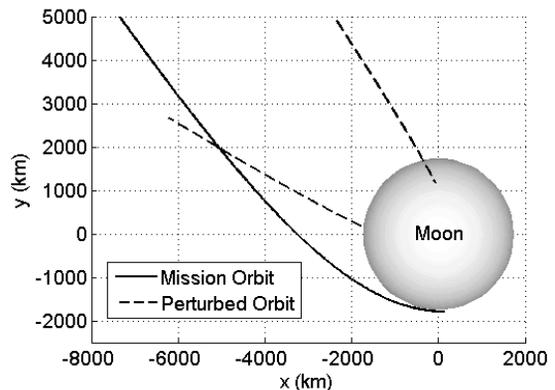


Fig. 1. Desired and disturbed orbit for the lunar mission

### 2.1 임무계획

순간 추력방식의 추진 시스템을 이용한 기준 궤적의 설계로 가장 대표적인 방법인 패치코닉 기법(Patched conic method)이 있다. 이는 지구와 달 각각의 작용권구 안에서 2체 운동방정식을 적용하여 구한 궤적을 작용권구의 경계에서 서로 패치를 시키는 방법으로 임무 궤적 생성이 쉬운 장점이 있다. 하지만 작용권구의 경계 부근에서의 위성의 움직임이 2체 운동방정식과 상당한 차이를 보이는 단점이 있다. 일반적으로 지구-달-인공위성 시스템의 경우 인공위성에 영향을 주는 가장 큰 섭동력이 지구 혹은 달에 의한 인력임을 감안할 때, 3체 운동방정식을 이용하여 임무 궤적을 생성할 경우 임무 궤적과 실제 궤적 사이의 궤적 오차를 줄일 수 있을 것이며, 최근 컴퓨터 연산 능력의 향상으로 이와 같은 3체 운동방정식 기반의 임무 궤적의 생성이 가능하게 되었다. Fig. 2는 이와 같은 결과를 보여주는 것으로 동일한 외란 조건에 대하여 궤적 오차가 3체 운동방정식을 이용하여 구한 임무 궤적이 더 적은 것을 알 수 있다. 이는 궤적 보정 기동의 대부분의 에너지가 궤적 오차에 영향을 받는 것을 고려해 볼 때 보다 적은 궤적 보정 기동 에너지를 필요로 하게 됨을 예측가능하게 한다.

따라서 본 논문에서는 순간 추력방식의 추진 시스템을 이용한 달 탐사 임무를 위한 기준 궤적을 3체 운동방정식을 이용하여 설계하고 이를 추종하는 궤적 보정 기법에 대하여 다루도록 하겠다.

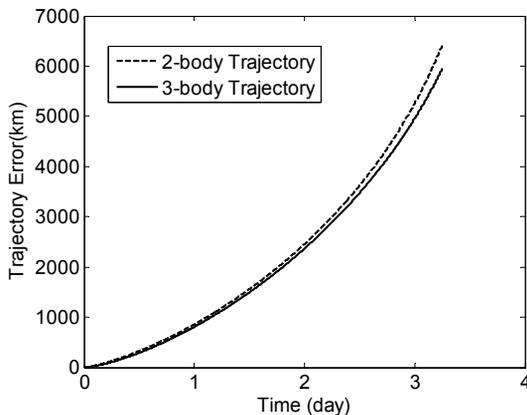


Fig. 2. Trajectory error based on two body and three body dynamics

### 2.2 궤도 선형화 기법

일반적으로 공간상을 움직이는 탐사선의 상태 벡터  $\mathbf{x} = [\mathbf{r} \ \mathbf{v}]^T$ 는 다음과 같이 임무궤적과 궤적 오차로 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{v} \end{bmatrix} = \mathbf{x} = \mathbf{x}_{ref} + \delta\mathbf{x} = \mathbf{x}_{ref} + \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \mathbf{x}_0} \delta\mathbf{x}_0 + H.O.T \quad (1)$$

여기서 아래첨자 ref는 임무궤적을 의미하며,  $\delta\mathbf{x}$ 는 특정 시점에서의 궤적오차,  $\delta\mathbf{x}_0$ 는 초기의 궤적 오차를 의미한다. 즉, 위의 식에서 1차 선형 항까지만을 고려하여 초기 상태 오차에 대한 궤적 오차를 상태천이 행렬로 표현하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{bmatrix} \delta\mathbf{r} \\ \delta\mathbf{v} \end{bmatrix} = \delta\mathbf{x} = \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \mathbf{x}_0} \delta\mathbf{x}_0 = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{r}_0 \\ \delta\mathbf{v}_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

따라서 이러한 선형화 기법을 이용해서 궤적 보정 기동을 수행하기 위해서는 상태천이 행렬을 이용해서 특정 시점에서의 탐사선의 궤적 오차를 0으로 하기 위한 초기 속도 증분값을 구하면 된다. 이는 우주 탐사 임무를 수행하기 위해서 임무 설계 단계에서 계획한 임무 궤적을 탐사선이 추종해가기 위해서 특정 임무 시점(예를 들면 달 탐사 임무에서의 달의 작용권구에 진입시점 혹은 달의 포획단계의 진입시점과 같은 천이 시점)에서의 궤적의 위치 오차가 0이 되는 것이 중요하기 때문이다. 이 때 속도 오차의 경우 다음 단계로의 천이를 위해서 사용되어지는 속도 증분에 포함이 되기 때문에 중요한 고려대상이 되지 않는다. 따라서 상태천이 행렬을 이용해서 목표 시점에서의 탐사선의 궤적 오차를 표현하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \delta\mathbf{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi_{11} & \Phi_{12} \\ \Phi_{21} & \Phi_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{r}_0 \\ \delta\mathbf{v}_0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

따라서 위의 식으로부터 목표 시점에서의 궤적오차를 0으로 하기 위한 현재 시점에서의 궤적 속도 오차는 다음과 같이 구해진다.

$$\delta\mathbf{v}_0^+ = -\Phi_{12}^{-1} \Phi_{11} \delta\mathbf{r}_0 \quad (4)$$

위에서 구한 초기 속도 증분값은 목표 시점에서의 탐사선이 기준 궤적에 대한 위치 오차를 0으로 하기 위한 값이 된다. 따라서 탐사선의 궤적 보정 기동을 위해서 사용되어지는 속도 증분은 궤적 보정 기동을 시작하는 시점에서의 기준 궤적에 대한 속도 오차 성분( $\delta\mathbf{v}_0^-$ )과 식(4)에서 구한 속도 성분( $\delta\mathbf{v}_0^+$ ) 사이의 차이로부터 다음과 같

이 구해질 수 있다.

$$\Delta \mathbf{v} = \delta \mathbf{v}_0^+ - \delta \mathbf{v}_0^- = -\Phi_{12}^{-1} \Phi_{11} \delta \mathbf{r}_0 - \delta \mathbf{v}_0^- \quad (5)$$

### 2.3 상태천이 행렬

앞 절에서 달탐사 임무를 수행하는 탐사선의 궤적 보정 기동을 궤도 선형화 기법을 통해서 설명하였다. 이 때, 궤도 선형화 기법을 이용하기 위해서는 상태천이 행렬을 구해야 된다.

일반적으로 외란 효과가 없는 2체 문제의 경우 타원(혹은 원) 운동을 하고 있는 운동체의 움직임은 궤도평면 안에서만 머물게 된다. 따라서 특정한 두 개의 벡터를 이용하여 이러한 움직임을 표현해낼 수 있으며, 이러한 성질로부터 특정 시간에서의 운동체의 위치와 속도 벡터는 초기 시간에서의 운동체의 위치와 속도 벡터로부터 구해낼 수 있다. 이러한 표현법을 궤도역학에서는 F&G 해법이라고 한다.<sup>[7]</sup> 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & G \\ \dot{F} & \dot{G} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{r}_0 \\ \mathbf{v}_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서  $\mathbf{r}$ 과  $\mathbf{v}$ 는 운동체의 위치 벡터와 속도 벡터를 나타내며, 아래 첨자 0는 초기 시간에서의 상태를 의미한다. 또한 관계 행렬은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} F &= 1 - \frac{a}{r_0} [1 - \cos(E - E_0)] \\ G &= (t - t_0) - \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} [(E - E_0) - \sin(E - E_0)] \\ \dot{F} &= -\frac{\sqrt{\mu a}}{r r_0} \sin(E - E_0) \\ \dot{G} &= 1 - \frac{a}{r} [1 - \cos(E - E_0)] \end{aligned} \quad (7)$$

여기서  $t$ 와  $r$ 은 시간과 탐사선의 만유인력 중심으로부터의 거리를 의미하며,  $a$ 와  $E$ 는 탐사선 궤적의 장반경(Semi-major Axis)과 이심근점각(Eccentric Anomaly)를 의미한다.

따라서 이러한 2체 운동방정식에 대한 상태천이 행렬의 경우 F&G 해법에 기반을 한 해석적인 해가 다음과 같이 존재한다.<sup>[8]</sup>

$$\begin{aligned} \Phi_{11} &= \frac{r}{\mu} \delta \mathbf{v} \delta \mathbf{v}^T + \frac{1}{r_0^3} (r_0 (1 - F) \mathbf{r} \mathbf{r}_0^T + C \mathbf{v} \mathbf{v}_0^T) \\ &\quad + F \cdot \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \Phi_{12} &= \frac{r}{\mu} (1 - F) (\delta \mathbf{r} \delta \mathbf{v}_0^T - \delta \mathbf{v} \mathbf{r}_0^T) + \frac{C}{\mu} \mathbf{v} \mathbf{v}_0^T \\ &\quad + G \cdot \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{aligned} \quad (8)$$

이러한 2체 운동방정식 기반의 상태천이 행렬의 경우 해석적인 해가 존재하기 때문에 계산 속도가 빠른 장점이 있다. 하지만 실제 우주환경에서는 3체에 대한 인력이 작용하며, 특히 달의 작용권 부근에서는 이러한 차이가 크게 나타난다. 따라서 이러한 단점을 해결하기 위해서 3체 운동방정식에 기반한 상태천이 행렬을 구하고자 한다. 하지만 이러한 상태천이 행렬의 경우 해석적인 해가 존재하지 않기 때문에 수치적인 방법을 이용하여 구하고자 한다. 따라서 B평면 조준법에서 사용하는 수치적인 방법<sup>[10]</sup>을 이용하여 다음과 같이 임의의 초기외란을 가한 후 얻어지는 결과 값을 이용해서 상태천이 행렬을 수치적으로 근사화 하고자 한다.

$$\frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \mathbf{x}_0} = \lim_{\delta \mathbf{x}_0 \rightarrow 0} \frac{\mathbf{x}(\mathbf{x}_0 + \delta \mathbf{x}_0) - \mathbf{x}(\mathbf{x}_0)}{\delta \mathbf{x}_0} \quad (9)$$

즉, 탐사선의 상태벡터는 궤적 보정 기동 시점에서의 상태벡터에 의해 변하게 되며, 이를 구하기 위해서 다음과 같은 달의 인력을 고려한 지구-달-탐사선의 3체 운동방정식으로 이를 적분하여 구할 수 있다.

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} + \mathbf{a}_{\text{moon}} \quad (10)$$

여기서  $\mathbf{a}_{\text{moon}}$ 은 달의 인력에 의한 섭동력을 의미하며, 모든 좌표계는 지구중심의 고정좌표계를 사용하였다. 이 때 달의 위치는 참고문헌[9]의 천체력을 사용하였다.

하지만 이 경우 Fig. 3과 Fig. 4에서와 같이 적용하는 외란의 값에 따라서 상태천이 행렬의 값이 바뀌게 된다. 그림에서와 같이 너무 작은 값은 상당한 노이즈(Noise) 성분을 내포하고 있으며, 너무 큰 값은 상태천이 행렬을 발산시킨다. 따라서 적당한 값을 사용하는 것이 매우 중요하다.

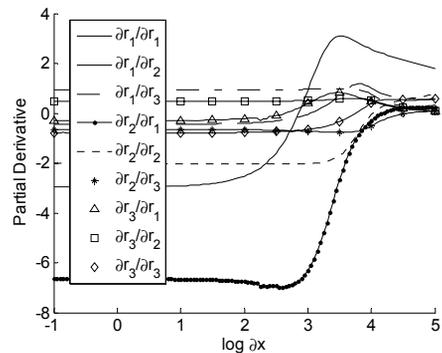


Fig. 3. State Transition Matrix  $\Phi_{11}$  for the initial disturbance

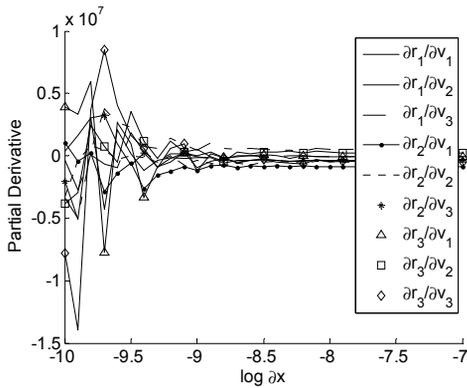


Fig. 4. State Transition Matrix  $\Phi_{12}$  for the initial disturbance

### III. 시뮬레이션

지금까지 순간 추력방식의 궤적 보정 기동에 대해 알아보았다. 본 절에서는 이와 같은 궤적 보정 기동을 달 탐사 임무궤적에 적용하여 보도록 하겠다. 이를 위해서 사용되어진 섭동력으로는 태양, 지구, 달의 인력, 태양풍, 초기 추력 시스템의 추력 오차를 사용하였으며, 전체 섭동력의 5%정도 크기의 임의 섭동력을 추가하였다. 이 때 사용되어진 추력 시스템은 GENESIS 위성의 추력 시스템과 같이 0.2%(1 $\sigma$ )의 추력 오차를 갖고 있다고 가정하였다. 이 때 사용되어진 기준 궤적은 300km 고도의 원형궤도의 지구 주차궤도로부터 100km 고도의 원형궤도의 달 주차궤도까지 4일의 시간동안 항행하여 달의 주차궤도에 도착하는 직접적 천이기법으로 설계하였으며, 달의 작용권구내에서는 B-평면 조준법을 동일하게 사용하도록 하였기 때문에 이 구간에 대한 내용은 본 논문에서 배제하였다.

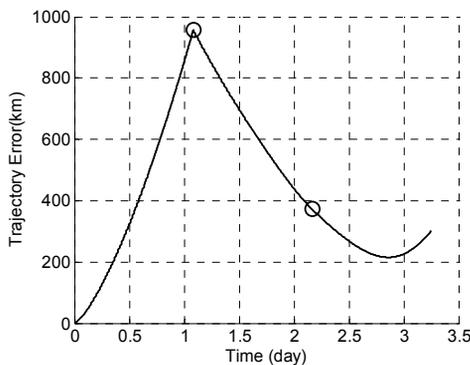


Fig. 5. Trajectory error for the TCM based on the two-body dynamics

이와 같은 외란 조건에서 2체 문제를 이용하여 설계되어진 기준 궤적에 대해 식 (8)의 상태 천이 행렬을 이용하여 궤적 보정 기동을 수행한 결과가 Fig. 5에 나타나 있다. 이 그래프는 달탐사 임무를 수행하는 동안 임무궤도와 궤적오차를 나타낸 것으로 달의 작용권구 내에서는 B평면 조준법을 동일하게 사용하였기 때문에 지구 출발시점부터 달의 작용권구에 도달하는 3.25일까지만 적용하였으며, 본 논문에서는 궤적 보정을 위한 순간추력량을 계산하는 것에 그 목적이 있기 때문에 궤적 보정 기동의 횟수는 이 기간동안 총 2번에 걸쳐서 동일 시간간격(약1.08일)마다 수행하였다. 이 그래프에서와 같이 지구에서 출발한 탐사선의 궤적오차가 급격히 증가하게 되는데 이는 기준 궤적으로 사용된 방법이 직접적 천이기법이기때 초기의 추진시스템에 대한 순간 추력값이 크고, 이에 대한 0.2%의 추력 오차값 역시 크게 작용하기 때문에 궤도오차가 급격히 증가하게 된다. 이후 이러한 궤적오차를 줄이기 위해서 2번의 궤적 보정 기동을 수행하였는데, 초기의 궤적 보정 기동의 경우 달의 작용권구의 경계와 비교적 멀리 떨어져있기 때문에 지구-인공위성의 2체 운동방정식이 비교적 잘 적용이 된다. 따라서 초기의 궤적 보정 기동에 의해 궤적 오차가 감소함을 확인할 수 있다. 하지만 달의 작용권구의 경계에 근접하게 되면서 이러한 2체 운동방정식과 실제 인공위성의 운동 사이의 차이가 생기게 되고, 이러한 이유로 인해 궤적 보정 기동을 수행하였음에도 불구하고 궤적 오차가 증가하게 됨을 볼 수 있다.

동일한 외란 조건과 임무궤도에 대하여 3체 운동방정식을 이용하여 설계한 임무궤적에 대하여 3체 운동방정식을 기반으로 한 궤적 보정 기동을 수행하였고, 그 결과를 Fig. 6에 나타내었

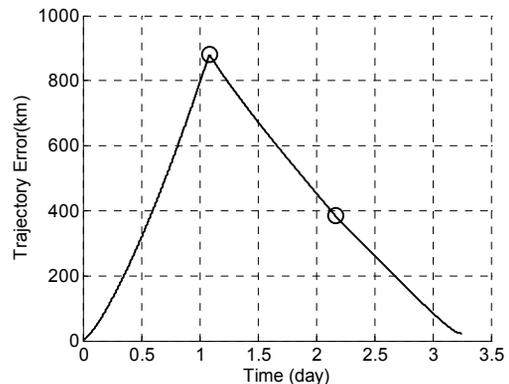


Fig. 6. Trajectory error for the TCM based on the three-body dynamics

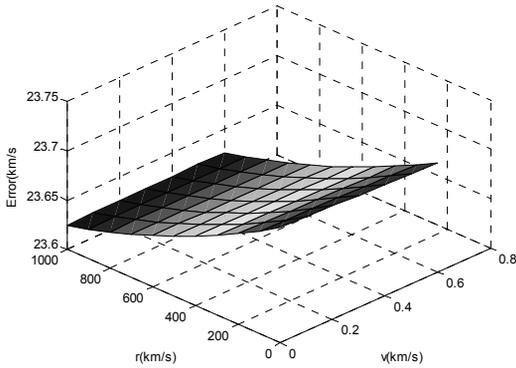


Fig. 7. Final Trajectory error for the initial perturbation of Eqs.(9)

다. 이때 식 (9)를 이용한 상태천이 행렬을 구하기 위한 초기 외란값으로  $\Phi_{11}$ 을 위해서 1km의 위치오차와  $\Phi_{12}$ 를 위해서  $10^{-5}$ km/s의 속도오차를 사용하였다. 이에 대한 값은 Fig. 3과 Fig. 4의 분석을 통해서 발산하지 않는 구간에 대한 값을 취한 결과이며, 이에 대한 적절성을 확인하기 위해서 Fig. 7과 같이 첫 TCM시점에서의 기준 궤적에 대한 오차를 다양하게 하여(속도오차를 0~0.8km/s, 위치오차를 0~1000km) 동일한 초기 외란값을 사용하여 TCM을 수행했을 때의 최종 상태에서의 궤적오차를 표현한 것이다. 이 경우 초기 외란값을 Fig. 5와 같이 약 1000km의 위치오차 근처에서 구한 값을 사용하였기 때문에 위치오차가 줄어들수록 최종 궤적오차가 증가함을 볼 수 있지만 이러한 값들의 변화가 크지 않음을 의미하고 있다.

이와 같이 3체 운동방정식 기반의 궤도 선형화 기법을 이용한 시뮬레이션의 결과는 Fig. 6의 그래프에서 알 수 있듯이 동일하게 2번의 궤적 보정 기동을 수행함으로써 궤적 오차가 현저히 줄어들음을 볼 수 있으며, 이러한 궤적 보정 기동이 달의 작용권구의 경계에 이르렀을 때에도 효과적으로 작용하고 있음을 확인할 수 있다. 또한 3체 운동방정식을 기반으로 기준 궤적이 설계되었기 때문에 초기의 궤적 보정 기동을 수행할 때의 궤적 오차가 Fig. 5와 비교하였을 때 약 10% 정도 적다.

또한 이러한 운동방정식의 차이는 궤적 보정 기동을 위한 속도 증분에 영향을 미치게 된다. 이를 비교하기 위해서 Table 1에서는 각각의 경우에 대한 속도 증분을 나타내었다. 이 Table에서와 같이 3체 운동방정식 기반의 궤적 보정 기

Table 1. Delta-V for TCM

|           | TCM based on Two body dynamics | TCM based on Three body dynamics |
|-----------|--------------------------------|----------------------------------|
| Delta-V 1 | 0.02300 km/s                   | 0.01931 km/s                     |
| Delta-V 2 | 0.00520 km/s                   | 0.00119 km/s                     |

동을 위해서 사용되어진 속도 증분의 값이 2체 운동방정식을 이용했을 때에 비해 약 27% 정도 감소하였음을 확인할 수 있다.

#### IV. 결 론

행성간 탐사 임무를 위하여 설계된 임무계획은 여러 외란 요인들로 인해 실제 궤적과 차이를 가지게 된다. 따라서 이러한 궤적 오차를 줄여 탐사 임무를 성공적으로 수행하기 위해서 궤적 보정 기동이 필요하다. 이러한 궤적 보정 기동 중에서 비교적 간단한 방법으로 상태천이 행렬을 이용한 궤도 선형화 기법을 대하여 알아보았다. 그 결과 이러한 임무계획과 궤적 보정 기동을 위해 3체 운동방정식을 이용할 경우 보다 높은 정밀도의 궤적 보정을 수행할 수 있으며, 이에 사용되는 에너지를 줄일 수 있는 가능성을 보였다. 또한 이와 같이 3체 운동방정식의 상태천이 행렬을 이용한 궤도 선형화 기법을 통한 해는 참고문헌[4]에서와 같은 최적화 기법을 이용한 궤적 보정 기동에서의 초기 추정치로 사용될 수도 있을 것이다.

#### V. 후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로부터 지원받아 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- 1) 송은정, 박창수, 조상범, 노웅래, 주광혁, 최남미, 이상률, "한국형발사체를 사용한 달탐사위성의 발사 임무 설계", 한국항공우주학회 추계학술발표회, Nov., 2008.
- 2) 송영주, 박상영, 최규홍, 심은섭, "등저추력을 이용한 최적의 달탐사 비행궤적 설계", 한국

항공우주학회 추계학술발표회, Nov., 2008.

3) 이동현, 조동현, 정보영, 방효충, "Hybrid 추력기를 적용한 지구-달 천이 궤적 설계", 한국항공우주학회 춘계학술발표회, Apr., 2009.

4) 송영주, 박은서, 유상문, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 최준민, 김병교, "B-평면 조준법을 이용한 화성 탐사선의 궤적 보정을 위한 최적의 기동 설계", J. Astron. Space Sci., 2005, pp. 451~462.

5) Battin, R. H., "An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics", AIAA Education Series, 1987, pp. 543~549.

6) Gómez, G., Marcote, M., and Masdemont, J. J., "Trajectory correction manoeuvres in the transfer to libration

point orbits", Acta Astronautica, 2005, pp. 652~669.

7) Prussing, J. E., Conway, A. C., "Orbital Mechanics", Oxford University Press, 1993, pp. 32~36.

8) Schaub, H., Junkins, J. L., "Analytical Mechanics of Space Systems", AIAA Education Series, 2003, pp. 536~540.

9) Vallado, D. A., "Fundamentals of Astrodynamics and Applications", The McGraw-Hill Companies, Inc., 1997.

10) Born, G. H., "Design of the Approach Trajectory: B-Plane Targeting", 2005 [ccar.colorado.edu/asen5519/imd/documents/approach.pdf](http://ccar.colorado.edu/asen5519/imd/documents/approach.pdf).