

技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.10.998

제한추력을 이용한 달 천이(TLI) 기동의 설계 및 해석

송영주*, 박상영**, 김해동*, 이주희*, 심은섭*

Trans Lunar Injection (TLI) Maneuver Design and Analysis using Finite Thrust

Young-Joo Song*, Sang-Young Park**, Hae-Dong Kim*, Joo-Hee Lee* and Eun-Sup Sim*

ABSTRACT

For preparing Korean lunar missions, an Earth-Moon transfer trajectory is designed and analyzed using finite thrust. To be a more realistic scenario, kick motor's performance which is used for TLI (Trans Lunar Injection) maneuver is assumed to have a certain maximum capability. Under this assumption, optimal Earth-Moon transfer trajectory analysis is made from the beginning of Earth departure to the final lunar closest approach. As a results, optimal Earth-Moon transfer trajectory solutions with finite thrust are compared to those of designed with impulsive thrust in previous study. It is confirmed that if the trajectory solutions derived with impulsive burn is directly applied to estimate the finite burn trajectory solutions, careful consideration for finite burn losses must be paid as for TLI maneuver. Presented algorithm and various results will give numerous insights into the future Korea's Lunar missions using finite thrust engines.

초 록

본 연구에서는 미래 한국의 달탐사에 대비, 제한추력을 이용한 최적의 지구-달 천이 궤적 설계를 수행하였다. 보다 실제적인 임무 시나리오 설계를 위해 달 천이 (Trans Lunar Injection, TLI) 기동에 사용되는 발사체 상단 킥모터의 추력 성능을 제한하였다. 이를 바탕으로 지구 출발부터 달 근접에 이르는 지구-달 천이비행 궤적이 설계되었으며, 제한추력을 이용하여 설계된 비행 궤적의 최적화 결과와 순간추력을 이용하여 최적화된 결과가 비교 분석되었다. 만약 순간추력을 이용해 도출된 예비 임무 설계의 결과가 제한추력을 가정한 임무 설계를 위해 응용될 경우, 가정된 제한추력의 크기에 따라 다양한 범위의 기동량의 차이가 발생 할 수 있어 이에 따른 충분한 고려가 이루어져야 함을 확인하였다. 본 연구에서 제시된 제한추력을 이용한 달탐사 임무궤적 설계/해석 결과는 미래 한국의 달탐사를 대비하는데 있어 다양한 사전 지식을 제공할 것이며 장차 상세한 임무설계를 위한 알고리즘의 기반으로 사용될 수 있다.

Key Words : Lunar Transfer Trajectory Design(달탐사 천이궤적설계), Optimal Trajectory(최적궤도), Finite Thrust(제한추력)

† 2010년 6월 3일 접수 ~ 2010년 9월 18일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

교신저자, E-mail : yjsong@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115

** 정회원, 연세대학교 천문우주학과

1. 서 론

인류는 현재 달탐사를 포함한 다양한 우주탐사를 위하여 새로운 임무를 계획하고 또 수행하

고 있다. 미국을 비롯한 일본, 중국, 인도, 유럽연합등이 새로운 달탐사 임무를 계획하고 또 수행하고 있으며, 우리나라도 2020년 까지 달 궤도선을 발사하고 2025년까지 달 착륙선을 발사한다는 야심찬 계획을 발표한 바 있다. 이에 미래 한국의 달탐사 임무에 대비, 달탐사 궤적 설계를 위한 다양한 선행 기반연구가 독자적으로 진행되고 있다.

순간추력을 이용하여 달탐사 임무 궤적설계를 할 수 있는 한국형 궤적설계 소프트웨어가 개발 [1]된 바 있으며, 이 연구에서는 원궤도의 지구 출발 주차궤도로부터, 지구-달 천이 궤적, 달 포획 궤적에 이르기 까지 전반적인 달탐사 궤적을 설계 할 수 있도록 하였다. 지구 출발 궤도의 형상을 다양한 타원 중개 궤도(intermediate loop orbits)로 확장, 지구-달 천이 궤적을 설계하고 관련 임무 파라미터들이 해석된 바 있으며[2], 이 연구에서는 달천이 (Trans Lunar Injection, TLI) 기동시 대전 지상국의 가시성 확보 여부에 대한 임무의 해석 및 분석 역시 수행되었다. 이밖에도 추력의 크기가 매우 작은 저추력을 이용한 최적의 지구-달 천이 궤적설계에 대한 연구도 진행된 바 있다[3,4].

앞서 설명된 연구[1,2]에서는 지구-달 천이궤적의 진입을 위한 기동, 즉 TLI 기동 과 탐사선이 달에 포획되기 위한 LOI (Lunar Orbit Insertion) 기동, 탐사선이 달 중심 궤도로 포획되어 임무궤도로 진입을 하기 위해 주어지는 수차래의 원월점 기동 AAMs(Apoapsis Adjust Maneuvers) 등, 달탐사 임무시 요구되는 일련의 기동들을 단순히 순간적인 요구 속도 변화량(Delta-V)의 산출을 통하여 최적의 궤도해를 도출하였다. 하지만 실제 달탐사 임무에서는 제한된 추력의 범위내에서 위 기동들을 수행하여야 한다. 즉, 달탐사 임무를 위해서 주어지는 TLI, LOI 그리고 AAM 기동들은 발사체 킥모터와 탐사선에 장착된 추력기의 성능에 따라 다양한 연소 시간(burn duration)을 갖는다. 따라서 지구 근접 임무와 마찬가지로 제한추력(finite thrust)을 이용한 달탐사 비행 궤적의 형상은 순간적인 요구 속도 변화량(Delta-V)의 산출을 통하여 도출된 비행 궤적과 다소 차이가 발생하게 된다[5].

이에 본 연구에서는 보다 실질적인 임무 설계를 위해 제한추력을 이용한 달탐사 임무 궤도를 설계하고자 한다. 달탐사시 수행되어지는 다양한 기동 중, 우선적으로 지구-달 천이궤도로의 진입을 위하여 주어지는 TLI 기동의 크기에 제한을 두어 최적의 궤도를 도출하였다. 또한 도출된 최

적해와 순간적인 요구 속도 변화량(Delta-V)의 산출을 통하여 도출된 궤적해를 직접 비교, 그 의미와 타당성을 해석하였다. 이처럼 TLI 기동을 제한추력으로 가정, 궤적설계를 우선적으로 실시한 이유는 달탐사 임무시 수행되는 다양한 기동 중 TLI 기동의 기동량이 가장 크고 또 무엇보다 성공적인 지구 출발을 위해 가장 중요한 기동이 기 때문이다. 본 연구는 향후 한국의 달탐사 임무에 대비한 사전 연구의 일부로서 진행 되었다. 이에 구현된 알고리즘은 추후 추가적인 보완 및 확장을 통하여 보다 심화된 한국형 임무 설계 알고리즘으로 발전되어 질 수 있다. 이밖에도 성공적인 달탐사 임무 궤적설계를 위하여 추가로 요구되는 LOI 및 AAM 기동을 제한추력을 이용하여 설계할 수 있는 알고리즘의 근간이 될 것으로 기대한다. 본 연구를 통하여 구현된 알고리즘과 결과 분석을 통하여 제시된 다양한 임무 특성 및 파라미터는 한국의 달탐사 임무 설계에 있어서 많은 사전 지식을 제공할 것으로 사료된다.

II. 제한추력을 이용한 달 천이(TLI) 기동의 설계

제한추력을 이용한 지구-달 천이궤적은 크게 2 단계로 임무 수행 단계를 나눌 수 있다. 1단계 즉, phase 1은 제한된 추력을 이용하여 탐사선을 지구-달 천이 비행 궤적으로 진입시키고자 탐사선의 속도를 변화시켜 주는 단계이다. 2단계, phase 2는 탐사선이 제한추력을 끄고, 달을 향하여 자유비행을 하는 항행단계 (cruising phase)이다. 자유비행을 마친 달탐사선은 달 중심의 쌍곡선 비행궤적으로 근월점(preilune)에 도달하며 비로써 일련의 포획 기동(LOI 및 AAMs)을 통하여 최종 임무 수행 궤도에 진입하게 된다.

2.1 운동 방정식의 구성

제한추력을 이용한 달탐사선의 운동방정식의 표현은 식(1~3)과 같이 수정 평분 궤도 요소 (Modified Equinoctial Orbital Elements)를 이용하여 표현이 가능하다.

$$\mathbf{y}^T = [p, f, g, h, k, L] \tag{1}$$

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{A}(\mathbf{y})\Delta + \mathbf{b} \tag{2}$$

$$\dot{m} = -\frac{T_{st}^{kick}}{g_0^{kick}} \tag{3}$$

식(1)과 (2)는 수정 평분 궤도 요소를 이용하여

표현된 탐사선의 상태벡터(위치와 속도벡터) \mathbf{y} 와 그 변화율 $\dot{\mathbf{y}}$ 을 의미하고, \dot{m} 은 탐사선의 질량 변화율을 의미한다. 또한 p, f, g, h, k, L 은 각각 수정 평분 궤도 요소를 구성하는 궤도 요소이며, m 은 탐사선의 질량, I_{sp}^{kick} 와 T_{st}^{kick} 는 상단 킥모터의 비추력과 추력을 g_0 는 지구중력가속도를 각각 의미한다. 수정 평분 궤도 요소는 해당 궤도의 이심률(eccentricity)이 0인 경우와 궤도 경사각(inclination)이 0° , 90° 인 경우에 대하여 특이점 없이 원, 타원, 쌍곡선 궤도에 이르기 까지 모든 궤도의 해석이 가능함으로 궤도 최적화 문제에 널리 이용되고 있다[6].

식(1)에서 보여진 수정 평분 궤도 요소와 일반적인 궤도 요소(classical orbital element)와의 상호 관계는 식(4)와 같다.

$$p = a(1 - e^2) \quad (4a)$$

$$f = e \cos(\omega + \Omega) \quad (4b)$$

$$g = e \sin(\omega + \Omega) \quad (4c)$$

$$h = \tan(i/2) \cos \Omega \quad (4d)$$

$$k = \tan(i/2) \sin \Omega \quad (4e)$$

$$L = \Omega + \omega + v \quad (4f)$$

이때 식(4)에서 p 는 궤도 통경(semilatus rectum); a 는 궤도 장반경(semimajor axis); e 는 궤도 이심률(eccentricity); i 는 궤도 경사각(inclination); ω 는 근점 이각(argument of periaxis); Ω 는 승교점 이각(longitude of ascending node); v 는 진근점 이각(true anomaly)이다. 식(2)에서 정의된 벡터 \mathbf{A} 와 \mathbf{b} 는 식(5)와 (6)으로 정의된다.

식(5)에서 μ 는 지구의 중력상수이며 식(7)을 통해 식(5)와 식(6)이 완성된다.

$$\mathbf{b}^T = \left[0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \sqrt{\mu p \left(\frac{q}{p}\right)^2} \right] \quad (6)$$

$$q = 1 + f \cos L + g \sin L \quad (7a)$$

$$s^2 = 1 + x^2 \quad (7b)$$

$$x = \sqrt{h^2 + k^2} \quad (7c)$$

식(2)에서 정의된 Δ 는 식(8)과 같다.

$$\Delta = \mathbf{a}_{J_2} + \mathbf{a}_{\text{sun}} + \mathbf{a}_{\text{moon}} + \mathbf{a}_{\text{TST}} \quad (8)$$

이때 \mathbf{a}_{J_2} , \mathbf{a}_{sun} , \mathbf{a}_{moon} , \mathbf{a}_{TST} 는 각각 지구 J_2 영향에 의한 가속도, 태양에 의한 중력 가속도, 달에 의한 중력 가속도를 나타내며 RTN(Radial-Tangential-Normal) 좌표에서 표현된 값들이다. 또한 \mathbf{a}_{TST} 는 RTN 좌표를 기준으로 표현된 제한추력에 의해 탐사선에 주어지는 가속도를 의미하고 식(9)와 같이 표현이 가능하다[6].

$$\mathbf{a}_{\text{TST}} = \frac{T_{st}^{kick}}{m} \hat{\mathbf{u}}(t) \quad (9)$$

여기서 $\hat{\mathbf{u}}(t)$ 는 제한추력에 의한 가속도의 단위벡터이며 식(10)과 같이 정의된다.

$$\hat{\mathbf{u}}(t)^T = [u_R, u_T, u_N] \quad (10)$$

시간에 따라 지속적으로 변화하게 되는 제한추력의 방향을 나타내는 추력의 방향각 즉, 등평면(in-plane)방향각 $\alpha(t)$ 와 이평면(out-of-plane)방향각 $\beta(t)$ 는 각각 식(10)에서 설명되어진 제한추력에 의한 가속도의 단위벡터, $\hat{\mathbf{u}}(t)$ 를 이용하여 식(11)과 같이 산출되어 질 수 있다.

$$\alpha(t) = \tan^{-1}(u_R, u_T) \quad (11a)$$

$$\beta(t) = \sin^{-1}(u_N) \quad (11b)$$

일반적으로 탐사선이 지구-달 천이 단계, 즉 지

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{2p}{q} \sqrt{\frac{p}{\mu}} & 0 \\ \sqrt{\frac{p}{\mu}} \sin L & \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{1}{q} \{(q+1)\cos L + f\} & -\sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{g}{q} \{h \sin L - k \cos L\} \\ -\sqrt{\frac{p}{\mu}} \cos L & \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{1}{q} \{(q+1)\sin L + g\} & \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{f}{q} \{h \sin L - k \cos L\} \\ 0 & 0 & \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{s^2 \cos L}{2q} \\ 0 & 0 & \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{s^2 \sin L}{2q} \\ 0 & 0 & \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{1}{q} \{h \sin L - k \cos L\} \end{bmatrix} \quad (5)$$

구 중심으로 비행을 할 경우의 탐사의 운동방정식은 지구 중심 관성 좌표계(E-EME2000; Earth centered Earth Mean Equator and equinox of epoch J2000)를 기반으로 기술된다.

2.2 최적화를 위한 조건

2.2.1 목적함수 및 조절변수의 설정

달탐사선을 지구-달 천이 비행 궤적에 진입시키기 위해서는 우선적으로 TLI 기동을 실시하여야 한다. TLI 기동은 달탐사 임무를 위해 가장 우선적으로 주어져야 하는 기동이며, 그 기동의 크기 또한 달탐사 임무 수행을 위한 다양한 기동 중에서 가장 크다. 따라서 최적의 지구-달 천이 비행 궤적을 설계하기 위해서는 TLI 기동의 크기를 최소화함과 동시에 탐사선의 근월점 도달 속도 크기를 최소화 시키는 임무 설계를 수행하여야 한다. 달의 근월점 도달시 탐사선의 속도 크기가 작아야 하는 이유는 탐사선의 달 도착 속도의 크기와 탐사선을 달에 포획시키기 위하여 요구되는 추가 기동의 크기 (i.e., LOI 기동)가 바로 직결되기 때문이며 이는 달탐사를 위한 총 소요 연료량과 연관되어 있기 때문이다. 따라서 식(12)와 같은 목적 함수(performance index)를 갖도록 임무 설계를 수행하였다.

$$J = \min(|\Delta V_{TLI}| + |V_{arr}|) \quad (12)$$

이때 $|\Delta V_{TLI}|$ 는 제한된 추력 성능을 갖는 상단 키토터를 통하여 주어진 속도 변화량의 크기이며 $|V_{arr}|$ 는 탐사선이 근월점에 도달 하였을 때의 달 중심 좌표에서 본 탐사선의 속도 크기이다. 이 연구에서는 현재 제한추력을 이용한 지구-달 천이 궤적 즉, 달의 근월점까지 도달하는 탐사선의 천이 비행 궤적 설계에만 초점이 맞추어져 있다. 하지만 식(12)에서 주어진 목적함수의 설정을 통해 추후 추가적으로 진행될 제한추력을 이용한 달포획 과정의 궤도 최적화 문제도 간접적으로 함께 고려하고 있음을 알 수 있다. 제한된 추력의 크기를 갖는 상단 키토터를 이용, 탐사선에게 주어지는 총 속도 변화량은 식(13)과 같이 표현되어 진다[7].

$$\Delta V_{TLI} = \int_0^{t_{burn}^{TLI}} \mathbf{a}(t)^{TLI} dt \quad (13)$$

이때 t_{burn}^{TLI} 는 제한된 추력의 성능을 갖는 상단 키토터의 연소 시간(burn duration)이며, $\mathbf{a}(t)^{TLI}$ 는 추력을 통해 탐사선이 얻는 시간에 대한 가속도를 변화를 나타낸다. 식(12)에서 설정된 목적함

수를 최소화 시키기 위해서는 상단 키토터의 연소시간, 즉 t_{burn}^{TLI} 이 최소화 되어야 한다. 또한 TLI 기동 직후부터 탐사선이 달의 근월점에 도달하는 자유비행(cruising)기간을 의미하는 t_{cru} 는 달 중심 좌표에서 본 탐사선의 속도, $|V_{arr}|$ 를 결정짓는 중요한 역할을 하게 된다. 이에 t_{burn}^{TLI} 와 t_{cru} 은 식(14)의 조건을 갖으며 궤도 설계를 위한 조절변수(control parameter)로 주어 졌다.

$$0 \leq t_{burn}^{TLI} \leq t_{burn}^{TLI,up} \quad (14a)$$

$$t_{cru}^{low} \leq t_{cru} \leq t_{cru}^{up} \quad (14b)$$

식(14)의 아래첨자 up, low 는 각각 해당 조절 변수의 최대 및 최저의 경계조건(boundary condition)을 의미한다. 위의 두 조절변수를 이용하여 TLI 기동 시작부터 탐사선이 근월점에 도달하는 시간을 의미하는 지구-달 천이 소요시간 t_{TOF} 는 식(15)로 간단히 도출이 가능하다.

$$t_{TOF} = t_{burn}^{TLI} + t_{cru} \quad (15)$$

이밖에도 TLI 기동을 위한 초기 탐사선의 위치의 결정을 위하여 식(4)에서 주어진 초기 수정 평균 궤도 요소 역시 추가적인 조절변수(i.e., f, g, L)로 설정이 가능하다. 하지만 본 연구에서는 TLI 기동이 주어지는 초기 탐사선의 위치가 고정되어 있는 것으로 가정하였다. 이러한 가정에 대한 자세한 내용은 제3장에서 다루고 있다.

2.2.2 구속조건의 설정

앞서 설명된 바와 같이 탐사선은 지구-달 천이 궤적 진입을 위하여 일정 기간동안 키토터를 연소 하게 된다. 키토터의 연소후 즉, TLI 기동 종료 후 탐사선은 달을 향하는 항행궤적에 접어들게 되는데 TLI 기동 종료 직후의 탐사선의 상태 벡터(state vector)와 항행궤적의 시작 시점에서의 탐사선 상태벡터의 연속성을 위한 구속 조건이 주어져야 한다. 이러한 구속 조건을 탐사선의 직교 상태(cartesian state) 벡터를 사용하여 간략하게 나타내면 식(16)과 같다.

$$\mathbf{r}_j^1 - \mathbf{r}_i^2 = 0 \quad (16a)$$

$$\mathbf{v}_j^1 - \mathbf{v}_i^2 = 0 \quad (16b)$$

$$m_j^1 - m_i^2 = 0 \quad (16c)$$

여기서 위첨자 1,2는 해당 phase 번호 즉, 1은 탐사선이 키토터를 이용하여 TLI 기동을 주는 기간인 phase 1을 의미하며, 2는 엔진을 끄고 자

유비행을 하는 phase 2를 의미한다. 또한 아래첨자 i 와 f 는 각각 해당 phase의 초기(initial)와 최종(final) 시점을 의미한다. 따라서 phase 1의 기간은 t_{burn}^{TLI} , phase 2의 기간은 t_{cru} 이 되며, 식(16) 이외에도 시간에 대한 연속성을 위한 구속조건 즉, $t_j^i - t_i^i = 0$ 역시 주어져야 한다. 식(16)의 직교 상태 벡터 (\mathbf{r}, \mathbf{v}) 와 식(1)의 수정 평분 궤도 요소 (\mathbf{y}) 와 의 상호 관계는 식(17)과 같다[6].

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} \frac{r}{s^2}(\cos L + \alpha^2 \cos L + 2hk \sin L) \\ \frac{r}{s^2}(\sin L - \alpha^2 \sin L + 2hk \cos L) \\ \frac{2r}{s^2}(h \sin L - k \cos L) \end{bmatrix} \quad (17a)$$

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{s^2} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (\sin L + \alpha^2 \sin L - 2hk \cos L + g - 2fhk + \alpha^2 g) \\ -\frac{1}{s^2} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (-\cos L + \alpha^2 \cos L + 2hk \sin L - f + 2fk + \alpha^2 f) \\ \frac{2}{s^2} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (h \cos L + k \sin L + fh + gk) \end{bmatrix} \quad (17b)$$

이때 $\alpha^2 = h^2 - k^2$, $r = p/q$ 그리고 s^2 은 식(7b)를 통해 정의된 값과 동일하다.

TLI 기동을 위하여 탐사선이 추력을 가하는 단계, phase 1에서는 식(18)와 같이 추력의 단위 벡터 $(\mathbf{u}(t))$ 에 대한 경로 구속 조건(path constraint)이 추가로 주어지게 된다.

$$|\mathbf{u}(t)| - 1 = 0 \quad (18)$$

탐사선이 지구-달 천이 궤적의 최종 목표점인 달 중심의 근월점에 도달하기 위해서 주어지는 최종 구속 조건(final terminal constraint)은 탐사선의 위치를 도착 행성 기준으로 정밀하게 조준(targeting)하기 위해서 정의된 B-평면 좌표계를 이용하여야 한다. B-평면 좌표계는 탐사선이 임의의 행성의 작용권구 안으로 진입, 비행을 하는 과정의 궤적을 설계/해석시 용이하게 사용되어지며 탐사선의 방향을 목표하고자 하는 곳으로 조준하는데 매우 유용하게 사용된다[16]. B-평면은 임의의 목표 행성의 중심을 통과하며 달 도착 쌍곡선 궤도의 무한대 속도, \mathbf{V}_∞ 와 수직을 이루는 평면으로 정의된다. \mathbf{V}_∞ 는 식 (18)로 정의가 가능하며, 이때 $\mathbf{V}_{s/c}$ 는 지구 중심 좌표에서 기술된 탐사선의 속도, \mathbf{V}_{planet} 는 지구에 대한 달의 공전 속도를 각각 의미한다[17].

$$\hat{\mathbf{V}}_\infty = \mathbf{V}_{s/c} - \mathbf{V}_{planet} \quad (19)$$

B-평면을 정의하기 위해서는 총 3개의 좌표축 $(\hat{\mathbf{S}}, \hat{\mathbf{T}}, \hat{\mathbf{R}})$ 이 정의되어야 하는데 $\hat{\mathbf{S}}$ 축의 경우, \mathbf{V}_∞ 벡터와 평행하며 원점이 목표 행성의 중심에 놓인 벡터축이다. $\hat{\mathbf{T}}$ 축은 B-평면 위에 놓이면서 다른 하나의 기준평면을 정의, 그 평면위에 동시에 놓여지는 벡터인데, 이때 정의되는 다른 하나의 기준평면은 목표 행성의 적도면이 사용된다. 마지막으로 $\hat{\mathbf{R}}$ 축은 위의 두 벡터와 직교 좌표를 이루기 위하여 B-평면 위에 놓이는 축으로 정의된다. 이밖에도 B-평면 위에 노이는 탐사선의 위치 표현을 위해 \mathbf{B} 축이 정의 되는데, \mathbf{B} 축의 방향을 설정하기 위해 $\hat{\mathbf{T}}$ 축을 기준으로 시계방향으로 측정되는 방향각(direction angle), θ 가 정의되게 된다[10]. 앞서 설명된 B-평면 좌표계의 기하학적 모습은 Fig. 1에서 보여주고 있다.

달 도착 단계에 접어든 탐사선의 상태벡터를 B-평면 좌표계로 변환하여 표현하기 위해서는 지구 중심 관성 좌표계(E-EME2000)에서 표현된 탐사선의 상태벡터 (\mathbf{r}, \mathbf{v}) 를 달 중심 관성 좌표계(M-MME2000; Moon centered Moon Mean Equator and IAU vector of epoch J2000)로 우선적으로 변환 $(\mathbf{r}_{MME}, \mathbf{v}_{MME})$ 하여야 한다. 두 좌표계의 상호 변환 관계는 참고문헌[18~20]에서 자세하게 다루고 있으며, 달 중심 관성 좌표계로 변환된 탐사선의 상태 벡터 $(\mathbf{r}_{MME}, \mathbf{v}_{MME})$ 와 B-평면 좌표계간의 상호 변환 관계는 참고문헌[9]를 참고하기 바란다.

탐사선이 근월점에 도달하는 시점, t_{TOF} 에서의 B-평면상의 정밀한 위치는 식(20)을 이용하여 정밀하게 조준(targeting)될 수 있다.

$$\mathbf{B} \cdot \hat{\mathbf{T}} = b_{tar} \cos \theta \quad (20a)$$

$$\mathbf{B} \cdot \hat{\mathbf{R}} = b_{tar} \sin \theta \quad (20b)$$

여기서 b_{tar} 는 임무 설계자가 정의하는 B-평면상의 목표점이며 식(21)과 같이 도출이 가능하다[10].

$$b_{tar} = \frac{\mu_p}{V_\infty^2} \left(\left(1 + \frac{V_\infty^2 r_p^2}{\mu_p} \right)^2 - 1 \right)^{1/2} \quad (21)$$

이때 μ_p 는 중심 행성 즉, 달의 중력 상수, V_∞ 는 도착 쌍곡선 궤도의 무한대 속도 크기 그리고 r_p 는 행성 중심으로부터 도달하고자 하는 쌍곡선 궤적의 근점반경이다. r_p 는 다시 $r_p = R_{pla} + h_{tar}$

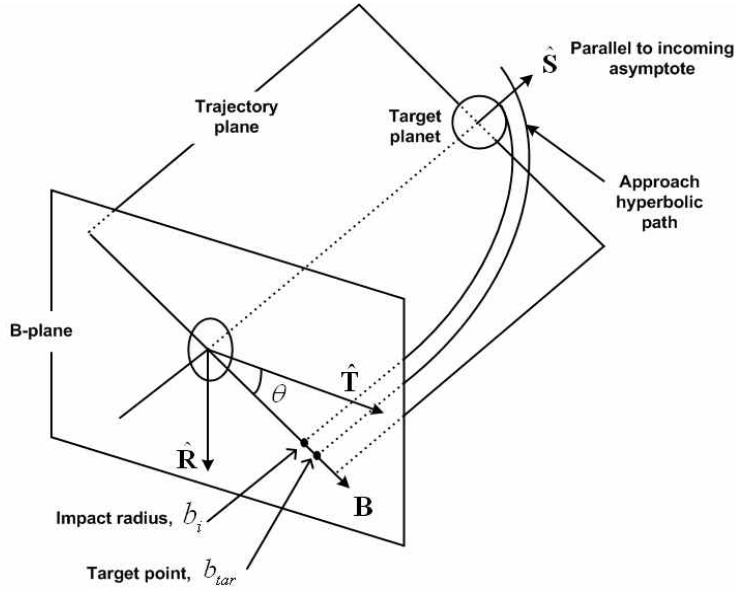


Fig. 1. Geometry of B-plane coordinate [16]

으로 표현이 가능하며 R_{pla} 는 행성의 반경 (달의 경우 약 1,738 km), h_{tar} 는 임무 설계자가 조준하고자 하는 목표 고도이다. 만약 $h_{tar} = 0$ 으로 설정이 되면 탐사선은 행성의 표면에 충돌하게 되는 궤적이 되며 B-평면상의 위치는 Fig. 1에서 보여진 b_i 가 되게 된다. 식(20)에서 정의된 B-평면 방향각 θ 와 임무 설계자가 조준하고자 하는 목표 궤도의 경사각 i_{tar} 와의 관계는 식(22)와 같다 [10].

$$\cos i_{tar} = \cos \theta \cos \delta_{\infty} \quad (22)$$

여기서 δ_{∞} 는 V_{∞} 벡터의 적위(declination)이다. 이밖에도 달 도착 탐사선의 도착 궤도를 근월점으로 정밀 조준하기 위해서는 비행각(flight path angle) γ 가 0이 되어야 한다는 최종구속조건이 추가되어야 한다. B-평면 좌표계에 대한 자세한 내용은 다양한 참고문헌[8~11]에서 자세히 다루고 있다.

2.3 제한추력의 초기값 예측

제한추력을 이용한 지구-달 천이 궤적을 최적화하기 위해서는 무엇보다도 최적화 되어야 하는 주요 임무 설계 파라미터들의 정확한 초기값 예측이 중요하다. 여기서 주요 임무 설계 파라미터들이라 함은 제한추력을 이용할 경우의 추력기의 연소 기간, 요구 연료량 및 제한추력을 이용한

총 속도 변화의 값이다. 제한추력을 이용한 궤적 설계의 초기값 예측은 순간추력을 통하여 도출된 속도 변화 값(Delta-V)를 사용하여 근사 될 수 있는데, TLI 기동을 위한 제한된 추력 성능의 상단 키크모터의 연소 기간 및 요구 연료량은 식(23)과 식(24)를 이용하여 표현 될 수 있다[14].

$$m_f^{app} = m_0 \exp\left(\frac{-\Delta V_{TLI}^{imp}}{g_0 I_{sp}^{kick}}\right) \quad (23)$$

$$t_{burn}^{app} = \frac{(m_0 - m_f^{app})g_0 I_{sp}^{kick}}{T_{st}^{kick}} \quad (24)$$

식(23)과 식(24)에서 m_0 는 발사체의 최대 초기 궤도 투입 가능한 총질량 이며, 이 질량에는 키크모터의 구조 질량, TLI 기동을 위한 연료 질량 그리고 달탐사선 자체의 총질량 (연료 및 구조)이 포함 된다. 식(23)의 m_f^{app} 는 TLI 기동후 키크모터에 의해서 소진된 연료를 제외한 나머지 질량의 근사화된 값을 나타낸다. 근사된 m_f^{app} 를 위해 ΔV_{TLI}^{imp} , 즉 순간추력(impulsive thrust)를 이용하여 도출된 최적의 TLI 기동의 크기가 사용되었다. 또한 I_{sp}^{kick} 및 T_{st}^{kick} 는 상단 키크모터의 비추력과 추력을 각각 의미하고, g_0 는 지구중력가속도를 각각 의미한다. 이밖에 제한추력으로 인하여 탐사선에게 주어지는 가속도의 초기 방향, 즉 식(11)에서 보여진 등평면(in-plane)방향각 $\alpha(t)$ 와

이평면(out-of-plane)방향각 $\beta(t)$ 는 매 궤도 순간 순간의 속도 방향과 일치하는 방향으로 가속도가 주어지는 것으로 가정하여 궤적의 최적화를 위한 초기 값을 결정하였다. 이밖에도 탐사선이 추력을 주지 않고 자유 비행하는 구간에서의 궤적 초기값 예측은 식(9)에서 보여진 킥모터에 의한 추력 T_{st}^{kick} 을 0으로 상정 즉, 추력에 의한 가속도가 0인 것으로 가정하여 초기 궤적을 설계, 지구-달 천이 비행궤적의 최적화를 위한 초기 궤적 값으로 사용하였다.

III. 달 천이궤적의 설계 및 해석

3.1 궤적설계를 위한 기본 사양

3.1.1 시뮬레이션을 위한 수치적 사양

추후 한국의 달탐사 임무를 대비하여 진행된 이 연구에서는 달의 정확한 위치와 N체 문제의 정밀한 섭동력(perturbation)을 계산하기 위하여 JPL의 DE405 정밀천체력을 사용하였다[12]. 또한 탐사선의 상태 벡터(state vector)를 표현하기 위한 좌표계는 E-EME2000(Earth centered Earth Mean Equator and equinox of epoch J2000) 좌표계를 기본으로 사용하였다. 시간계는 정밀천체력 구현을 위하여 사용되어지는 TDB(Time, Barycentric Dynamical) 시간을 기준으로 하였으며, 정밀한 탐사선의 운동 방정식의 구현을 위해 지구의 J_2 , 지구, 태양과 달의 중력에 의한 섭동력이 포함 되었다. 아울러 제한추력을 이용한 지구-달 천이 비행궤적의 최적해를 도출하기 위해 미국의 Boeing Company에서 개발한 SOCS(Sparse Optimal Control Software) 소프트웨어를 사용하였다. SOCS는 다양한 최적화 방법 중 병치법(collocation method)를 이용하여 해를 찾는다[13]. 일반적으로 병치법을 이용한 궤도 최적화 문제는 많은 결절점(node)의 숫자가 필요하며 그 개수에 따라 최적화된 궤도의 정밀도가 좌우되게 된다. 이에 SOCS는 사용자가 원하는 정밀도(ODE solution relative tolerance)가 이룩될 때까지 결절점 개수를 자동으로 나누어주는 알고리즘인 "mesh refinement"알고리즘을 채택하고 있어 결절점 개수가 도출된 해의 정밀도에 미치는 영향에 대한 문제를 해결하였다[6]. 이 연구에서는 SOCS를 이용한 시뮬레이션을 수행함에 있어서 기준 정밀도를 기존 연구[2]와 같은 수준인 1×10^{-8} 으로 설정, 도출된 궤적해의 상호간 정밀도가 유지되도록 하였다.

3.1.2 궤적설계를 위한 조건 설정

송영주 외.[2]의 연구에서는 순간추력을 이용한 최적의 지구-달 천이 궤적의 설계에 초점을 맞추고 가상의 임무 수행 년도를 2017,2020,2022년으로 설정, 순간추력을 이용한 다양한 지구-달 천이 궤적을 설계하였다. 본 연구에서는 송영주 외.[2]의 연구 결과 중 하나인 2017년 임무 설계, 즉 원궤도 초기 주차 궤도에서 1회의 순간적인 TLI 기동으로 직접 달에 도달하는 방법을 이용한다고 가정하였다. 또한 송영주 외.[2]의 연구결과와 동일한 초기 출발 조건하에 순간추력이 아닌 제한추력을 이용, TLI 기동을 실시 한 뒤 달에 도달하는 것으로 가정하였다. 보다 자세한 초기 지구 출발 조건에 대한 임무 설계 방법 즉, 최적의 지구-달 천이 궤적 설계 방법을 포함한 TLI 기동의 크기 및 그 시기의 결정 방법에 대한 분석은 참고문헌[1,2]을 참고하기 바란다.

본 연구에서 지구 출발 초기 조건을 순간추력을 가정하여 설계된 궤적과 동일하게 설정한 이유는 순간추력과 제한추력을 이용한 경우에 대한 임무 설계 파라미터를 직접적으로 상호 비교하기 위함이다. 하지만 순간추력을 이용해 설계된 예비 설계 파라미터들의 성능 해석을 위함이 아닌, 실제 제한추력을 이용하여 상세한 임무 설계를 진행하고자 한다면 2.2.1절의 마지막 부분에서도 설명되었듯이 TLI 기동을 위한 초기 탐사선의 주차궤도상의 위치 역시 조절변수로 최적화 문제에 설정되어 임무 설계를 진행하여야 한다.

시뮬레이션을 위해 가정된 발사체의 성능, 초기 주차궤도 그리고 달 도착시의 최종 목표 궤도는 다음과 같다. 초기 지구 주차궤도(parking orbit)는 KSLV-II 발사체의 투입성능을 고려, 궤도 경사각 80° , 고도 300 km인 원 궤도로 가정하였다. KSLV-II를 이용한 궤도 투입성능 총 2.6 ton (추진제 중량 1.17 ton)으로 가정 하였으며 상단로켓 킥모터의 비추력은 287 sec, 구조비는 0.152로 가정하였다[15]. 탐사선이 근월점(preilune)에 도착하는 조건은 기존 연구[2]와 동일한 조건 즉, 달 중심 고도 $h_{tar}=100$ km, 경사각 $i_{tar}=90$ deg인 극궤도인 것으로 가정하였다. 위의 두 변수를 이용해 2.2.2절에서 서술된 B-평면 좌표계를 이용한 달 도착시의 최종구속조건이 도출 될 수 있다. 아울러 탐사선이 TLI 기동을 실시하는 시점에서 대전 지상국에서의 가시성이 확보된 경우와 그렇지 않은 경우 모두에 대하여 지구-달 천이 궤적을 설계 한 후, 그 결과를 각각 순간추력을 이용한 경우와 비교 분석하였다.

TLI 기동을 위하여 주어지는 키크모터의 제한추력의 크기는 KSLV-I의 키크모터로 사용된 추력 값인 약 9.8 ton (약 96,138N)으로 가정하였다. 이 경우를 nominal한 경우, 즉 기준추력으로 가정하고 추가적으로 키크모터의 추력 크기에 변화를 주어 그 크기가 다양한 값을 경우에 대한 추가 해석을 실시하였다. 이는 예비 임무 설계 단계에서 일반적으로 사용되는 순간추력이 도출한 임무 설계 및 그 결과를 제한추력을 이용한 경우와 직접 비교, 예비 설계 결과의 타당성을 알아보고 또한 실제 상세한 임무 설계를 진행하는데 있어 다양한 사전 지식을 얻고자 함이다.

3.2 시뮬레이션 결과

3.2.1 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성 고려되지 않은 경우

송영주 외[2]에서 제시된 2017년 임무 설계 결과 중, 순간추력을 이용하며 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 고려하지 않고 탐사선이 지구-달 천이 궤적으로 진입할 경우에 대한 추가 시뮬레이션 결과는 다음과 같다. 순간추력을 이용한 최적의 TLI 기동은 2017년 2월 15일 00:43:35 (TDB)에 약 3,114 m/s의 크기가 요구되었으며, 2017년 2월 20일 03:32:34 (TDB)에 달중심 고도 100km, 도 경사각 90 deg인 근월점에 약 2,483 km/s의 속도로 도착하는 것으로 나타났다. 이에 지구를 출발하여 근월점에 도달하는데 약 122.82 시간이 소요되는 것으로 계산되었다. 이러한 최적의 결과를 도출한 TLI 기동 직전의 탐사선의 궤도요소(E-EME2000 좌표계 기준)는 각각 궤도 장반경 약 6,678.136 km, 이심률 0.000, 경사각 80.0 deg, 위도 이각(argument of latitude) 17.8 deg, 승교점 이각 74.8 deg 인 것으로 계산되었다. 앞서 설명된 궤도요소 (순간추력을 이용하여 산출된 TLI 기동 직전의 최적 탐사선의 궤도요소) 및 기동 시각을 기준으로 제한추력을 이용한 지구-달 천이 궤적설계를 수행하였다. 이는 동일한 지구 출발 조건을 두 경우(순간추력 vs 제한추력) 모두에 적용함으로써 상호간에 발생하는 임무 설계 파라미터의 변화를 직접적으로 살펴보기 위함이다.

앞서 설명된 것처럼 TLI 기동을 위한 키크모터 추력 크기는 KSLV-I 키크모터의 추력 크기와 동일한 즉, 약 9.8 ton (약 96,138 N)인 경우를 기준추력으로 가정하고 궤적설계를 실시하였다. 또한 가정된 키크모터의 성능을 순차적으로 변화시켜 가면서 순간추력을 이용한 경우와 제한추력을 이용한 경우의 상호간 임무 파라미터를 비교 분석하

였다. TLI 기동시 적용되는 다양한 키크모터의 추력 크기에 따른 임무 파라미터의 변화 결과는 Table 1에 나타나 있다. Table 1을 살펴보면 제한추력의 성능이 약 9.8 ton으로 가정된 경우, 즉 기준추력의 성능인 경우 성공적인 지구-달 천이 궤적으로의 진입을 위해 약 51초의 TLI 기동의 연소 시간이 필요한 것으로 나타났다. 이 경우, SOCS를 이용하여 최적화된 결절점(node)의 개수는 203개, 궤도 최적화를 위한 수렴시간은 최적의 궤적해와 충분히 근접한 조건이 초기 예측치(initial guess)로 주어진 상황에서 약 24초가 걸리는 것으로 나타났다.

제한추력의 성능이 기준추력의 2배가 되면 요구되는 TLI 기동의 연소 시간은 약 25초로 감소하게 되는 것을 확인 할 수 있다. 이밖에도 키크모터의 성능이 기준추력 보다 점차 감소하게 되면 TLI 기동의 연소 시간은 반대로 점차 증가, 기준추력의 약 1/4인 수준인 경우 최대 약 204초에 이르는 TLI 기동 연소 시간이 요구되는 것으로 나타났다. 성공적인 지구-달 천이 궤적으로의 진입을 위하여 요구되는 속도 변화량(Delta-V의 값)을 살펴보면, 순간추력을 가정하고 산출된 TLI 기동의 크기와 제한추력을 이용하여 산출된 TLI 기동의 크기(키크모터 추력의 크기를 기준추력으로 가정 한 경우)는 각각 약 3.114 km/s 와 3.117 km/s로 상호간에 약 0.09%의 차이를 보이고 있다. 이를 키크모터 자체의 연료 소모량으로 환산하여 비교하면 약 0.8 kg의 차이로 거의 차이가 없는 것으로 알 수 있다. 가정된 키크모터 추력의 크기를 기준추력의 2배로 주었을 경우, 상호간의 차이가 거의 없음 즉, 순간추력에서 도출된 최적의 TLI 기동량과 제한추력을 이용한 경우의 기동량이 동일함을 Table 1을 통해 쉽게 확인할 수 있다.

Table 1에도 나타나 있듯이, 가정된 키크모터의 추력의 크기가 기준추력보다 점차 작아지게 되면, 순간추력을 이용한 경우와 제한추력을 이용한 경우의 상호 요구되는 속도 변화량의 차이가 미세하지만 점차 증가함을 알 수 있다. 이러한 현상은 제한추력을 이용할 경우 발생하는 중력손실(gravity loss)에 의해 기인되는 결과로써 매우 타당한 결과이다. 시뮬레이션을 통해 도출된 중력손실의 영향은 이론적으로 최적화된 순간추력과 달리 특정한 연소구간(burn arc)를 갖는 제한추력의 특성상 나타나는 결과이다. 또한 그 값은 추력의 연소기간 및 그 방향과 매우 밀접한 관련을 갖는다. 제한추력을 사용함에 있어서 나타나는 중력손실의 원인과 그 크기를 줄이는 여

Table 1. Mission parameter analyses with different TLI kick motor's performances (Cases when the S/C's visibility is not guaranteed from the Daejeon ground station while executing a TLI maneuver)

A	B	C	D	E	F	G	H	I
impulsive	3.114	0.00	N/A	N/A	122.82	860.25	2.483	5.597
nominal x 2	3.114	0.00	25.47	25.48	122.82	860.25	2.483	5.597
nominal (기준추력)	3.117	0.09	50.94	50.97	122.85	859.44	2.483	5.600
nominal x (1/2)	3.130	0.51	101.88	102.19	122.84	855.29	2.483	5.613
nominal x (1/3)	3.152	1.22	152.85	153.86	122.84	848.72	2.483	5.635
nominal x (1/4)	3.185	2.28	203.80	206.31	122.85	838.81	2.483	5.668

- A.=Assumed TLI kick motor's thrust magnitude
 B.=TLI Delta-V (km/s)
 C.=TLI Delta-V difference (%)
 D.=Approximated burn time (sec)
 E.=Optimized burn time (sec)
 F.=Time of Flight (hr)
 G.=Mass after TLI burn (S/C + KM's dry) (kg)
 H.=S/C approach velocity at the Moon (km/s)
 I.=Performance Index (B+H) (km/s)

러 방법에 대한 내용은 참고문헌[5]에서 다루고 있다. 제한추력을 통해 얻어진 속도 변화량과 순간추력을 가정하고 도출된 속도 변화량의 상호간의 차이는 가정된 추력의 크기에 따라 최대 약 2% 까지 (키크모터의 추력의 크기가 기준추력보다 약 1/4 수준인 경우) 나타날 수 있음을 Table 1을 통해 확인할 수 있다.

앞서 도출된 결과는 즉, TLI 기동을 위하여 주어지는 추력 자체가 순간추력임을 가정하고 임무설계를 하였을 경우, 추력의 크기가 제한되어 있는 실상황의 임무와 TLI 기동시 요구되는 속도 변화량에 차이가 다소 있을 수 있음을 시사한다. 또한 Table 1에서 보여지고 있는 근사된 제한추력의 연소 시간 (approximated burn time)은 식 (24)를 이용하여 산출된 결과이며, 근사된 연소 시간 역시 가정된 키크모터의 추력의 크기가 점차 감소함에 따라 수치적으로 최적화된 TLI 기동의 연소 시간과의 차이가 점차 증가되고 있음을 알

수 있다. 또한 탐사선이 지구를 출발하여 근월점에 도착하기까지 소요되는 임무 시간 즉, TOF는 약 122.8 시간으로 TLI 기동을 순간추력으로 가정한 경우와 제한추력으로 가정한 경우의 상호간 차이가 거의 없음을 알 수 있다. TLI 기동의 추력이 기준추력으로 정된 경우는 2017년 2월 20일 03:34:44 (TDB)에 탐사선이 근월점에 도달하는 것으로 계산되었으며 이는 순간추력을 이용한 경우 (2017년 2월 20일 03:32:34 (TDB))와 비교하여 보았을 때 약 2분의 차이 밖에 나지 않는 결과이다. 아울러 B-평면을 이용하여 조준된 탐사선의 근월점 도달시의 궤도 정보는 고도 $h_{tar}=99.999$ km, 경사각 $i_{tar}=90.000$ deg, 비행각 $\gamma=0.000$ deg로 성공적으로 근월점에 도달한 것으로 확인되었다.

3.2.2 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 고려된 경우

앞서 TLI 기동시 탐사선의 가시성이 대전 지상국으로부터 확보 되지 않은 경우에 대한 결과가 분석되었다. 본 절에서는 탐사선이 TLI 기동을 실시할 때, 대전 지상국에서의 가시성이 확보된 경우에 대한 분석을 실시하였다. TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 확보된 경우, 탐사선은 2017년 2월 15일 11:05:41 (TDB)에 약 3,155 m/s의 순간적인 TLI 기동을 주어 지구-달 천이 궤적이 진입하는 것으로 나타났다. 아울러 달중심 고도 100km, 궤도 경사각 90 deg인 근월점에 2017년 2월 20일 03:35:03 (TDB)에 약 2.486 km/s의 속도로 도착하는 것으로 나타났다. 따라서, 지구를 출발하여 근월점에 도달하는데는 약 112.5 시간이 걸리는 것으로 계산되었다[2]. 이러한 최적의 결과를 도출한 TLI 기동 직전의 탐사선의 궤도요소(E-EME2000 좌표계 기준)는 각각 궤도 장반경 약 6,678.136 km, 이심률 0.000, 경사각 80.0 deg, 위도 이각(argument of latitude) 25.1 deg, 승교점 이각 74.4 deg 인 것으로 계산되었으며, 이 궤도요소 (순간추력을 이용하여 산출된 TLI 기동 직전의 최적 탐사선의 궤도요소) 및 기동시각을 기준으로 제한추력을 이용한 지구-달 천이 궤적설계를 수행하였다. 또한 대전 지상국의 가시성을 고려하지 않은 경우와 마찬가지로 TLI 기동을 위한 키크모터의 추력 크기는 KSLV-I의 키크모터의 추력 크기, 약 9.8 ton (약 96,138 N)으로 가정하였고 이러한 키크모터의 성능을 기준추력으로 가정하였다. 키크모터의 성능을 순차적으로 변화시키면서 순간추력을 이용한 경우와 제한추력을 이용한 최적의 지구-달 천이 궤적의 상호 변화되는 임무 파라미터의 분석 결과는 Table 2에 나타나 있다.

Table 2. Mission parameter analyses with different TLI kick motor's performances (Cases when the S/C's visibility is guaranteed from the Daejeon ground station while executing a TLI maneuver)

A	B	C	D	E	F	G	H	I
impulsive	3.155	0.00	N/A	N/A	112.49	847.851	2.486	5.641
nominal x 2	3.167	0.38	25.66	25.70	112.60	845.090	2.486	5.653
nominal (기준추력)	3.183	0.89	51.31	51.53	112.60	840.317	2.486	5.669
nominal x (1/2)	3.221	2.09	102.63	103.73	112.60	829.001	2.486	5.707
nominal x (1/3)	3.268	3.58	153.94	156.79	112.60	815.366	2.486	5.754
nominal x (1/4)	3.324	5.36	205.25	211.05	112.65	798.342	2.486	5.810

A.=Assumed TLI kick motor's thrust magnitude

B.=TLI Delta-V (km/s)

C.=TLI Delta-V difference (%)

D.=Approximated burn time (sec)

E.=Optimized burn time (sec)

F.=Time of Flight (hr)

G.=Mass after TLI burn (S/C + KM's dry) (kg)

H.=S/C approach velocity at the Moon (km/s)

I.=Performance Index (B+H) (km/s)

TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 확보되었을 때 성공적인 지구-달 천이 궤적으로의 진입을 위해 약 51초의 TLI 기동 연소 기간(TLI 기동을 위한 제한추력의 성능을 기준추력 값으로 가정한 경우)이 필요한 것으로 나타났다. 또한 이 경우, SOCS를 이용하여 최적화된 결절점(node)의 개수는 184개, 양질의 초기 예측치(initial guess)가 주어진 조건에서의 궤적해 도출 소요 시간은 약 23초로 나타났다. TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 확보된 경우에도 키크모터의 성능이 점차 증가 또는 감소할수록 요구되는 TLI 기동의 연소 기간 역시 증가 또는 감소하고 있음을 Table 2를 통해 쉽게 확인이 가능하다.

성공적인 지구-달 천이 궤적으로의 진입을 위하여 요구되는 속도 변화량, 즉 Delta-V의 값을 살펴보고자 하자. 순간추력을 가정하고 도출된 TLI 기동의 크기는 약 3.155 km/s 이며 제한추력을 이용한 경우 (키크모터의 성능을 기준추력값

으로 가정한 경우)는 약 3.183 km/s로 상호간에 약 0.89%의 차이를 보이고 있다. 이는 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 고려되지 않은 경우에 동일한 키크모터의 성능으로 계산된 결과인 약 0.09% (Table 1 참고)보다 다소 증가한 수치임을 알 수 있다. 이를 키크모터 자체의 연료 소모량으로 환산하여 비교하여 보면, 약 7.5 kg의 차이임을 알 수 있다.

이처럼 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 고려된 경우와 그렇지 않은 경우의 두 추력 형태(순간 vs 제한) 상호간에 도출된 최적의 기동량에 차이가 존재 하는 이유는 다음과 같이 해석이 가능하다. 지난 송영주 외[2]의 연구 결과, 즉 순간추력을 이용한 임무 설계의 결과에서 TLI 기동시 대전 지상국의 위치를 고려한 경우와 그렇지 않은 경우의 상호간 TLI 기동 크기의 차이를 보이는 가장 큰 원인은 기동이 이루어지는 궤도상 위치의 차이로 인한 결과였다. 달탐사를 위한 최적의 TLI 기동의 위치는 탐사선이 지구-달 천이 비행 궤적상의 근지점에 위치 하고 있을 때 즉, 진근점 이각이 약 0 deg를 갖을 때이다. 하지만 TLI 기동시 대전 지상국의 위치를 부득이하게 고려하여야 할 경우, TLI 기동이 지구-달 천이 비행 궤적의 진근점 이각 약 6.5 deg 에서 주어졌다. 반면 TLI 기동시 대전 지상국의 위치를 고려하지 않은 경우, TLI 기동의 위치는 지구-달 천이 비행 궤적의 진근점 이각 약 0.2 deg에서 주어졌다. 본 연구에서 실시한 제한추력을 이용한 임무 설계도 위와 동일한 원인으로 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 고려된 경우와 그렇지 않은 경우의 제한추력에 의한 TLI 기동량의 차이가 존재 하게 된다. 즉, 상대적으로 탐사선의 속도가 빠른 근지점 부근(대전 지상국의 가시성이 고려되지 않은 경우)에서 지속적인 제한추력을 주어 속도를 변화 시키는 것이 상대적으로 탐사선의 속도가 느린 부근(대전 지상국의 가시성이 고려된 경우)에서 지속적으로 추력을 주어 속도를 변화 시키는 것보다 더욱 효율적이기 때문이다. 다시 말해 근본적으로 탐사선이 보유하고 있던 빠른 속도의 이점을 이용한다면 궤도 천이에 필요한 전체 에너지를 효율적으로 확보할 수 있는 것이다. 효율적인 에너지 확보의 다른 방안은 제한추력을 이용한 TLI 기동의 연소 시간이 짧아지도록 하는 것이다. Table 2에서도 나타나 있듯이 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 고려된 경우라 하더라도 제한추력의 성능이 기준추력의 2배의 값으로 가정되었을 경우, 순간추력을 이용하여 도출된 TLI 기동량과의 차이가 0.38%로 줄어들었음을 확인 할 수 있다. 따라서

추력의 크기가 충분히 크고 이에 따라 연소 시간이 매우 짧아진다면, 제한추력에 의한 총 기동량은 순간추력으로부터 얻어진 기동량과 거의 동일하게 근사가 될 수 있는 것이다. 하지만 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 고려된 경우, 키크모터의 추력 크기가 기준추력 보다 약 1/2인 수준으로 감소하면, 순간추력을 이용한 경우보다 약 2%의 TLI 기동 손실이 발생한다. 또한 키크모터의 추력의 크기가 기준추력의 1/3인 수준인 경우는 약 3%, 기준추력의 약 1/4인 수준인 경우는 약 5%의 TLI 기동 손실이 발생하여 대전 지상국의 가시성이 고려되지 않은 경우보다 제한추력에 의한 기동 손실이 매우 크게 나타남을 알 수 있다. 즉, 예비 임무 설계 단계에서 순간추력을 이용하여 도출된 지구-달 천이 비행 궤적의 요구 Delta-V값 및 다양한 궤적 설계 변수들은 실제 TLI 기동이 제한된 추력값으로 가정되었을 경우, 그 크기에 따라 큰 차이를 보일 수 있다는 점을 시사한다. 아울러 본절에서 가정된 것처럼 탐사선이 제한추력을 이용하여 TLI 기동을 실시하고, 또 추력을 주는 모든 기간동안 그 가시성이 대전 지상국에서 확보되어야 한다면 키크모터의 추력크기가 작아질수록 추력을 주는 전 구간 동안에의 가시성 확보가 어려울 수도 있다는 사실을 추가로 고려해야 한다.

Table 2에서 보여지고 있는 근사된 제한추력의 연소 시간 (approximated burn time)은 식 (24)를 이용하여 산출된 결과이며, 근사된 연소시간 역시 가정된 키크모터의 추력의 크기가 감소함에 따라 수치적으로 최적화된 TLI 기동의 연소시간과의 차이가 점차 증가하고 있음을 알 수 있다. 탐사선이 지구를 출발하여 근월점에 도착하기까지 소요되는 임무 기간 즉, TOF는 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 확보된 경우에 약 112.6 시간으로 TLI 기동을 순간추력으로 가정하고 최적 궤적해를 도출한 경우인 경우와 약 0.1 시간의 차이가 있음을 확인 하였다. TLI 기동을 위한 제한추력이 기준추력 값으로 가정된 경우, 2017년 2월 20일 03:41:26 (TDB)에 탐사선이 근월점에 도달하는 것으로 계산되었으며 순간추력을 이용한 경우(2017년 2월 20일 03:35:03 (TDB))와 비교 하여 보았을 때 약 6분의 차이가 있음을 알 수 있다. 대전지상국의 가시성을 고려한 경우 역시, 정밀하게 조준된 탐사선의 근월점 도달시의 궤도 정보는 고도 $h_{tar}=100.000$ km, 경사각 $i_{tar}=89.999$ deg, 비행각 $\gamma=0.000$ deg로 성공적으로 근월점에 도달한 것으로 확인되었다. Table 3에서는 3.2.1절과 3.2.3절에서 제시된 임무 설계

Table 3. Event times for both cases when the S/C's visibility is guaranteed or not, from the Daejeon ground station while executing a TLI maneuver

Events	Mission elapsed time	
	Case when the S/C's visibility is not guaranteed	Case when the S/C's visibility is guaranteed
TLI burn start	0 sec	0 sec
TLI burn end	50.97 sec	51.53 sec
Coasting arc start	same as TLI burn end time	same as TLI burn end time
Moon's SOI approach (about 38 lunar radius)	106.93 hour	96.98 hour
Perilune approach (100 km altitude, 90 deg inclined orbit at the Moon)	122.85 hour	112.60 hour

결과(키크모터의 추력이 기준추력인 경우)의 전반적 주요 사건(event)을 시간대별로 정리하여 보여주고 있다.

3.3 달 천이 비행 궤적의 예

본 절에서는 제한추력을 이용하며 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 확보된 경우에 도출된 최적의 비행 궤적의 형상을 보여주고자 한다. 본절에서 보여지는 모든 그림은 TLI 기동을 위한 키크모터 제한추력의 성능이 기준추력 값으로 가정된 경우에 도출된 결과이다. Fig. 2에서는 지구-달 천이 비행궤적의 모습을 달의 공전 궤도를 포함하여 보여 주고 있으며, Fig. 3에서는 제한추력

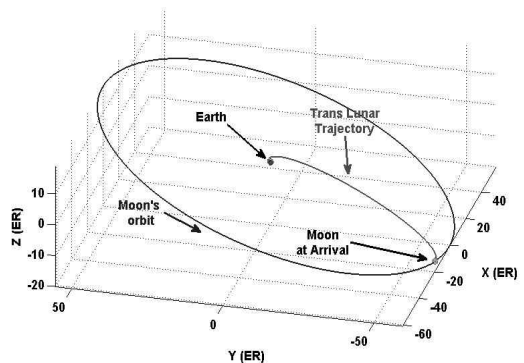


Fig. 2. Optimal Earth-Moon transfer trajectory using finite TLI maneuver; including the Moon's orbital mot

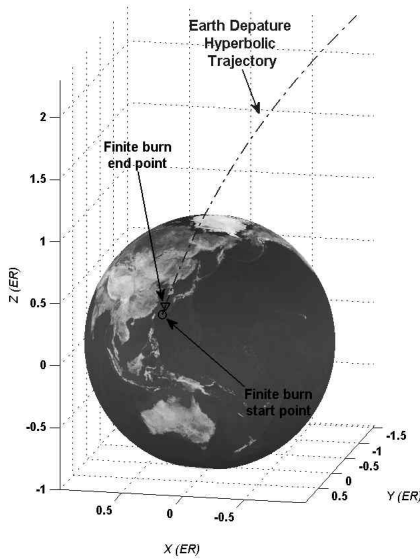


Fig. 3. Optimal Earth departure hyperbolic trajectory using finite TLI maneuver. The shape of S/C's initial Earth parking orbit (circular) just prior to TLI maneuver is omitted in this plot

을 이용한 지구 탈출 쌍곡선 비행 궤적의 형상을 보여주고 있다. Fig. 3을 살펴보면, 순간추력을 이용한 경우에 존재하지 않았던 비행 구간 즉, 일정한 추력의 연소 기간이 포함되어 있음을 알 수 있다. 또한 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성이 고려됨에 따라서 TLI 기동이 한반도의 부근에서 이루어지고 있음을 쉽게 확인할 수 있다. Fig. 4에서는 순간추력을 이용한 경우와 제한추력을 이용한 경우의 상호 지상궤적의 형상을 비교하여 보여주고 있다. 두 경우 모두 TLI 기동시 대전지상국의 가시성이 확보된 경우이며, 제한추력의 경우 그 성능이 기준추력 값으로 가정된 경우이다. Fig. 4를 살펴보면 약간의 지상궤적 차이가 TLI기동 직후부터 나타나기 시작함을 쉽게 확인할 수 있다.

Fig. 5에서는 키크모터를 이용하여 제한추력을 가하는 기간 동안의 추력의 방향각 즉, 등평면 (in-plane)방향각 $\alpha(t)$ 와 이평면(out-of-plane)방향각 $\beta(t)$ 의 시간에 대한 변화, 그리고 탐사선 질량의 시간에 대한 변화를 보여주고 있다. 이때 등평면 방향각과 이평면 방향각은 RTN(Radial-Transverse-Normal) 좌표계를 기준으로 산출되었다. Fig. 5의 하단부에 보여지고 있는 탐사선의 질량 변화에는 키크모터의 구조체 질량 (dry

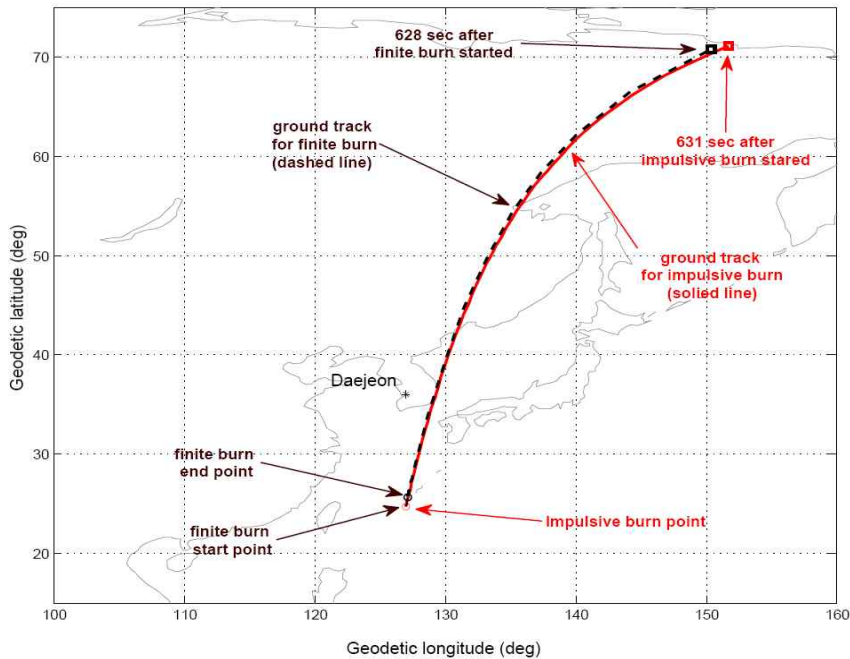


Fig. 4. Ground track comparison between the impulsive and finite burn case. The maximum thrust magnitude is assumed as to be about 9.8 ton (nominal) with considering Daejeon ground station's visibility

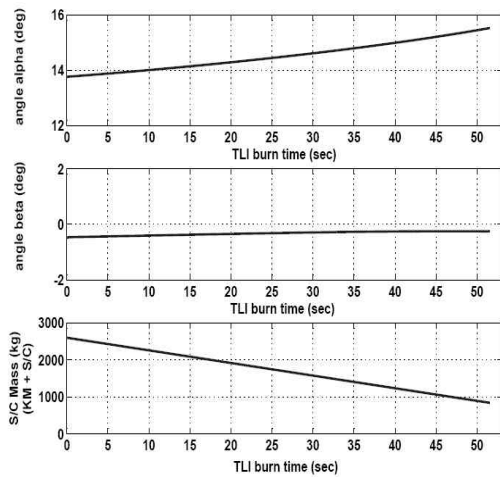


Fig. 5. Thrust angle and mass variation histories for finite TLI maneuver. In-plane (top) and out-of-plane (middle) thrust angle, and mass (bottom) variations

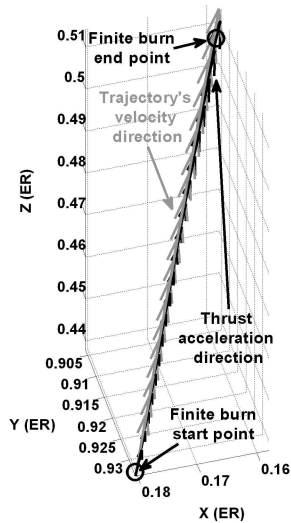


Fig. 6. Comparisons between the thrust acceleration due to finite burn and trajectory's velocity directions. Both direction vectors are based in E-EME2000 frame.

mass)과 TLI 기동을 위한 연료 질량 (fuel mass), 달탐사선 자체의 구조체 질량과 달 도착후 궤도 진입을 위한 연료 질량이 모두 포함된 질량임을 참고하기 바란다. 따라서 Fig. 5의 하단부에서 보여지고 있는 시간에 대한 질량의 변화는 탐사선

이 지구-달 천이 궤도로의 진입을 위한 기동, 즉 제한추력을 이용한 TLI 기동을 위하여 소모하는 킥모터의 연료 질량의 변화를 나타낸다. 제한추력을 이용한 TLI 기동시 추력의 등평면 방향각의 변화는 RTN 좌표계의 transverse 방향, 즉 탐사선의 거리의 접선 방향을 기준으로 약 13.9 deg ~ 15.7 deg의 변화를 보이고 있음을 알 수 있다. 또한 탐사선 궤도 경사각에 변화를 야기시킬수 있는 이평면 이각의 변화(-0.4 deg ~ -0.1 deg)는 매우 미미함을 알 수 있다. 추력의 방향각의 변화에 대한 보다 쉬운 이해를 돕기 위해 RTN 좌표계를 기준으로 도출된 추력의 방향각을 지구 중심의 관성좌표계(E-EME2000)로 변환, 그 방향을 궤도의 속도 벡터의 방향과 같이 표시하면 Fig. 6과 같이 표현된다. Fig. 6에서는 제한추력에 의한 가속도의 방향 벡터와 궤도의 속도 벡터의 방향을 함께 보여주고 있다. Fig. 6을 살펴보면, 제한추력을 가하는 동안의 가속도 방향 벡터는 궤도의 속도 벡터의 방향과 거의 일치하고 있어, 최소의 연료 소모를 추구하는 방향으로 제한추력이 가해지고 있음을 쉽게 확인할 수 있다.

IV. 결론

본 연구에서는 제한추력을 이용한 최적의 지구-달 천이 궤적설계에 대한 내용을 다루었다. 제한된 추력 성능의 TLI 기동을 이용하여 최적의 달 천이 궤적의 설계를 수행하였고, 도출된 결과를 순간추력을 이용하여 설계된 달 천이궤적의 결과와 비교, 그 의미와 타당성을 제시하였다. 시뮬레이션은 가상의 KSLV-II 발사체 궤도투입 성능으로 2017년 우리나라가 달탐사 임무를 실시하는 것으로 가정하였으며, TLI 기동시 사용되는 킥모터 추력의 크기는 KSLV-I의 킥모터로 사용된 약 9.8 ton (약 96,138 N) 을 기준추력을 가정하였고, 이를 기반으로 다양한 범위의 추력값을 갖도록 상정하였다. 제한추력을 이용한 임무 설계 결과, 킥모터의 성능이 기준추력 값으로 가정되었을 때에는 순간추력을 가정하여 도출된 최적의 TLI 기동량과 약 1% 이내의 차이를 보이며 일치함을 확인 하였다. 하지만 킥모터의 추력 성능이 작아질수록 그 차이는 2~5%로 점차 확대, 예비 임무 설계 단계에서 사용되는 순간추력을 이용해 도출된 TLI 기동량과 확연한 차이가 발생함을 확인하였다. 이러한 차이는 우리나라가 개발 가능한 킥모터의 성능에 따라 크게 좌우될 수 있다. 따라서 달탐사를 위한 예비 임무설계

단계에서 순간추력을 가정하여 임무 설계를 수행한다면, 제한추력 이용시 나타날 수 있는 임무 파라미터의 변화에 대한 충분한 고려가 이루어져야 할 것으로 사료된다. 아울러 제한 추력의 연소 기간 동안 탐사선의 가시성이 대전 지상국으로부터 모두 확보되어야 한다면, 이를 위한 적절한 제한추력의 크기, TLI기동을 주는 초기 주차 궤도의 조건 등을 모두 고려한 최적의 궤적 설계에 대한 연구가 추가로 진행 되어야 한다.

참고문헌

- 1) 송영주, 박상영, 최규홍, 심은섭, "한국형 달 탐사 임무 예비 설계 소프트웨어의 개발", 한국항공우주학회지, 제36권, 4호, pp. 357-368, 2008.
- 2) 송영주, 우진, 박상영, 최규홍, 심은섭, "중개궤도를 이용한 지구-달 천이궤적의 설계 및 분석", 한국항공우주학회지, 제26권, 2호, pp. 171-186, 2009.
- 3) 송영주, 박상영, 최규홍, 심은섭, "등저추력과 가변저추력을 이용한 지구-달 천이 궤적 설계", 한국항공우주학회지, 제37권, 9호, pp. 843-854, 2009.
- 4) Young-Joo Song, Sang-Young Park, Kyu-Hong Choi, Eun-Sup Sim, "A Lunar Cargo Mission Design Strategy using Variable Low Thrust", Advances in Space Research, Vol. 43, pp. 1391-1406, 2009.
- 5) Chovotov, V. A., "Orbital Mechanics 3rd Ed.", AIAA, Virginia, pp. 126-132, 2002.
- 6) Betts, J. T., "Practical Methods for Optimal Control and Estimation using Nonlinear Programming, 2nd Ed.", SIAM, pp. 152-166, pp. 265-271, 2010.
- 7) Wiesel, W. E., "Spaceflight Dynamics, 2nd ed.", McGraw-Hill, New York, 1997.
- 8) Kemble, S. Interplanetary mission design handbook. Springer, Chichester, 2002.
- 9) Kizner, W. A method of describing miss distances for lunar and interplanetary trajectories. Publication 674, JPL, 1959.
- 10) Sergeevsky, A. B., Snyder, G. C., Cunniff, R. A. Interplanetary mission design

handbook, Volume 1, Part 2. JPL, California, 1983.

11) 송영주, 박은서, 유성문, 박상영, 최규홍, 윤재철, 임조령, 최준민, 김병교, "B-평면 조준법을 이용한 화성 탐사선의 궤적보정을 위한 최적의 기동설계," 한국우주과학회지, 제22권, 4호, pp. 451-462, 2005.

12) Standish, E. M. JPL planetary and lunar ephemerides, DE405/LE405. JPL Interoffice Memo 312 F-98-048, 1998.

13) The Boeing Company, "SOCS Release 6.4", M&CT-TECH-01-014, 2005.

14) Vallado, D. A. "Fundamentals of Astrodynamics and Applications, 2nd Ed." Microcosm Press, California, 2001.

15) 송은정, 박창수, 조상범, 노용래, 주광혁, 최남미, 이상률, "한국형발사체를 사용한 달탐사 위성의 발사 임무 설계", 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, KSAS 08-2906, pp. 1311~1316, 2008.

16) Brown, C. D. "Spacecraft Mission Design, Second Ed." AIAA Education Series, pp. 116, 1998.

17) Hale, F. J., "Introduction to Space Flight", Prentice Hall, pp. 91-101, 1994

18) Seidelmann, P.K., Archinal, B. A., A'hearn, M. F., Conrad, A., Consolmagno, G. J., Hestroffer, D., Hilton, J. L., Krasinsky, G. A., Neumann, G., Oberst, J., Stooke, P., Tedesco, E. F., Tholen, D. J., Thomas, C., Williams, I. P., "Report of the IAU/IAG working group on cartographic coordinates and rotational elements of the planets and satellites: 2006", Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, Vol. 98, pp. 155-180, 2007.

19) Roncoli, R. B. Lunar constants and models document. JPL D-32296, 2005.

20) Young-Joo Song, Sang-Young Park, Hae-Dong Kim, and Eun-Sup Sim, "Development of Precise Lunar Orbit Propagator and Lunar Polar Orbiter's Lifetime Analysis", Journal of Astronomy and Space Science, Vol. 27, No. 2, pp. 97-106, 2010.