

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.40.1.69>

연료 최소화를 위한 지구-달 천이궤적의 Delta-V 분석

강상욱*, 주광혁*, 류동영*, 이상률*

Analysis of Delta-V of Earth-Moon Transfer Trajectories for Minimization of Fuel Consumption

Sang-Wook Kang*, Gwanghyeok Ju*, Dong-Young Rew* and Sang-Ryool Lee*

ABSTRACT

After lunar explorations were restarted in 1990s, the world space advanced countries have been competing actively to preoccupy the Moon from the 2000s. Korea has been also conducting precedent study on lunar exploration to carry out that by ourselves in 2020. This study analyzed delta-V of various Earth-Moon transfer trajectories for minimization of fuel consumption. Through the simulation, the best Earth-Moon transfer trajectory for Korean lunar mission is suggested and it will be used as useful materials of Korean lunar mission.

초 록

1990년대 들어 달 탐사가 재개 된 후 2000년대부터 세계우주선진국들을 중심으로 달을 선점하기 위한 치열한 달 탐사 경쟁이 벌어지고 있다. 우리나라도 2020년경 자력 달 탐사를 목표로 선행연구를 수행 중에 있다. 본 연구에서는 한국형 달 탐사를 대비하여 지구에서 달로 가는 천이궤적 중 연료 최소화를 위해 다양한 천이궤적의 Delta-V를 비교 분석하였다. 시뮬레이션을 통해 한국형 달 탐사에 가장 적합한 지구-달 천이궤적을 확인하였으며, 실제 한국형 달 탐사시 유용한 자료로 사용될 것이다.

Key Words : Korean Lunar Exploration(한국형 달탐사), Direct Transfer(직접천이), Phasing Loop Transfer(루프형 천이), Weak Stability Boundary Transfer, Earth-Moon Transfer(지구-달 천이), TLI(Trans-Lunar Injection), LOI(Lunar Orbit Injection), KSLV-2(한국형 발사체 2)

1. 서 론

달 탐사는 1959년 2월 1일 구 소련의 Luna-1 궤도선이 달 주위를 비행한 것을 시작으로 본격

화되었다. Luna-1은 약 360kg으로 처음에 달과 충돌하려고 계획되었으나, 목표지점인 달을 지나쳐 달 근처를 비행하는 것으로 만족하였다. 같은 해 Luna-2가 달에 충돌함으로써 최초로 다른 세계와 접촉을 한 기록을 세우게 된다. 이후 구 소련은 Luna-3~24를 통해 달 궤도선, 달 착륙선, 달 로버, 달 샘플리턴 등 꾸준한 달 탐사를 수행하였다. 이에 반해 미국의 달 탐사는 1962~65년

† 2011년 11월 2일 접수 ~ 2011년 12월 20일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

교신저자, kangsw9@kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 과학로 115

Ranger 시리즈 임무를 시작으로 본격화 되었으며, 1966~68년 Surveyor를 통해 유인 달탐사를 위한 초석을 마련하였다. 1968년 최초로 달 궤도를 비행한 유인임무를 수행했으며, 1969년 7월 20일 아폴로 11호는 인류 최초로 인간을 달 표면에 착륙시키게 된다. 이후 아폴로 12, 13, 14, 15, 16, 17를 통해 유인 달 탐사를 지속적으로 수행하였다.

달 탐사는 1976년 구 소련의 Luna-24 임무를 끝으로 잠시 중단되었다가 1990년대 들어 미국이 Clementine(1994년)과 Lunar Prospector(1998년)를 잇달아 발사함으로써 다시 재개되었다. 이후 2000년대 들어 유럽우주청(ESA), 중국, 일본, 인도 등 신흥 우주선진국들의 등장과 기존 우주선진국인 미국의 치열한 달 탐사 경쟁으로 인해 달을 향한 인류의 도전은 새로운 전기를 맞고 있다. 2000년대 이후 달 탐사는 유럽우주청(ESA)의 SMART-1(2003년), 일본의 SELENE(2007년), 중국의 Chang'e-1(2007년), 인도의 Chandrayaan-1(2008년), 미국의 LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter, 2009년), 중국의 Chang'e-2 (2010년), 미국의 GRAIL(2011년)가 있다.

본 연구에서는 2020년 이후에 계획된 한국형 달 탐사를 대비하여 KSLV-II 발사체를 사용하는 것을 가정하여 지구에서 달로 가는 방법 중 연료소모를 최소화 할 수 있는 궤적을 찾는 데 초점을 맞추었다. 지구에서 달로 가는 방법은 직접천이(Direct Transfer), Phasing Loop Transfer, Weak Stability Boundary(WSB) Transfer, L1 Gateway Transfer, 저추력을 이용한 천이 등 여러 가지가 있지만, 그 중에서 실제 한국형 달 탐사에 사용될 가능성이 가장 큰 직접천이(Direct Transfer), Phasing Loop Transfer, L1 Gateway Transfer

였다. 시뮬레이션을 위해 AGI사에서 개발한 방법 방법을 사용하여 얻은 결과 값들을 비교 분석하여 사용하여 얻은 결과 값들을 비교 분석하여 STK/Astrogator를 사용하였다. Table 1은 과거에 수행한 달 탐사의 천이방법의 종류와 적용 예, 그리고 각각의 장단점들을 보여준다.

II. 발사환경

2020년경 발사될 달 궤도선은 나로우주센터에서 KSLV-2 발사체에 실려 발사될 예정이며, 고체모터인 TLI(Trans-Lunar Injection) Stage를 사용하여 달 궤도로 천이하는 것으로 가정하였다. KSLV-2는 3단 발사체로서, 총 이륙중량이 약 200ton이며, 1단은 엔진 4기로 구성되고 무게가 75ton, 직경이 3.3m이다. 2단은 엔진 1기로 구성되며, 무게가 75ton, 직경이 2.6m이다. 3단은 엔진 1기로 구성되며, 무게가 5~10톤, 직경이 2.6m이다. 달 궤도선은 KSLV-2 상단부인 TLI Stage에 부착되어 페어링으로 보호되어 있다. TLI Stage는 고체 추진제를 사용하며 총 무게가 2010kg이고, 60 rpm 스핀안정화 방식을 사용한다. 그리고 최대추력은 10ton, 비추력 287.5(s), 연소시간은 70.1(s)이다. 달 궤도선은 총 550kg이며, 몸통 양쪽에 2개의 태양전지판을 가지고 있다. 추력은 220N이고, 비추력은 약 220(s)이다. Figure 1은 KSLV-2, TLI Stage, 달 궤도선의 모습을 나타내며, Table 2는 한국형 달 궤도선의 재원을 나타낸다[4].

달 궤도선은 나로우주센터(경도 127.5° 위도 34.4°)에서 방위각(정동쪽에서 시계방향으로 잰 값) 80도로 발사되어 목표 고도 300km에 투입되며, 고도 300km에서 일정 시간 공전(Coast)을 한 후 TLI를 통해 달로 향하게 된다. 대부분의 해외 달 탐사선의 비행궤적이 달 공전궤도면과 비슷하지만 한국형 달 탐사선의 천이비행 궤적은 궤도 경사각이 약 80°로써 많은 차이를 보인다. 달 근처에서는 LOI(Lunar Orbit Injection)를 통해 달 궤도에 진입 한 후 궤도경사각 90도, 달 고도 100km에서 약 1년 동안 임무를 수행한다고 가정하였다. 궤도적분은 Rung -Kutta 7/8, 천체의 운동은 DE421 files을 사용하였으며, 지구-달-태양의 인력 및 태양풍을 고려하였다. 그리고 달 궤도 진입시 달 고도 오차는 0.01km, 궤도 경사각 오차는 0.01(deg), 최종 임무궤도인 원궤도의 오차는 0.00001(deg)로 설정하였다.

Table 1. Comparison of transfer methods from Earth to the Moon

천이방법	직접천이 (Direct Transfer)	Phasing Loop Transfer	WSB Transfer
천이비행 시간	2~6일 이내	2~3주	1~4달
장점	· 임무설계 단순 · 빠른 천이시간	· 임무설계 단순 · 빠른 천이시간 · 발사장 확대	낮은 연료 소모량
단점	발사장 짧음	· 천이시간 길다 · 우주방사선 영향 큼	· 임무설계 복잡 · 천이시간 길다
적용 예	아폴로, LRO, Lunar Prospector	Clementine, SELENE, Chang'e-1	Hitten GRAIL

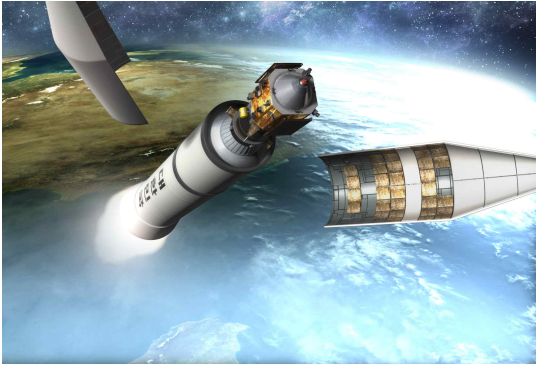


Fig. 1. Figure of KSLV-2, TLI Stage & Lunar Orbiter

Table 2. Specification of Korean Lunar Orbiter

구분	값
무게(kg)	<ul style="list-style-type: none"> 총 무게 : 550 무게중심 : ± 10mm
크기(m)	<ul style="list-style-type: none"> 탑재 공간: Φ 2m x L 3m 발사체인터페이스: Φ937mm Clamp-band 몸통 : 1.34(L)×1.34(W)×1.35(H) 태양전지판 전개시 : 8.121
강도	<ul style="list-style-type: none"> Quasi Static Load : 3.5g(Lateral), 12g(Axial) Ground Load: 2g Sinusoidal Load: 1.6g(Z), 1.2g(X,Y) S.F: 1.1(항복), 1.25(극한), 2.0(복합재)
추력(N)	220
비추력(s)	220 ~ 235
Tank Pressure (psi)	350
Tank Volume (L)	200
태양전지판	<ul style="list-style-type: none"> 소요 전력량: 789 watt @ EOL 요구 면적: 4.56m² (3.8m² x 1.2) 개수: 4 EA 패널 당 면적: 1.14m²/EA 패널당 크기 : 840mm x 1,357mm

III. 지구-달 천이방법

2.1 직접천이(Direct Transfer)

직접천이 방법은 지구에서 달로 가기 위해 1960년대부터 1980년까지 Luna 및 아폴로 임무에 사용된 전통적인 방법으로, 타원궤도 형태를

가지며, 최소의 ΔV를 필요로 하는 호먼 천이(Hohmann Transfer) 궤도와 같다. 최근에는 미국의 달 궤도선인 LRO의 천이궤적으로도 사용되었다. 달 궤도선이 지구 저궤도인 고도 약 300km 원궤도에 투입된 후 TLI를 위해 약 3.106km/s 속도가 필요하다.

$$\Delta V_1 = V_{LTO,p} - V_{c,LEO} = \sqrt{\mu \cdot \left(\frac{2}{r_{LTO,p}} - \frac{1}{a} \right)} - \sqrt{\frac{\mu}{r_{LEO}}} \quad (\mu = 398,600 \text{ km}^3/\text{s}^2) \quad (1)$$

ΔV₁은 LTO(Lunar Transfer Orbit) 원지점에 따라 변하며, 특히 달 궤도 반지름과 지구로부터 달 도착에 걸리는 시간에 따라 변한다. 그러나 그 영향은 작아서 ±5m/s 범위 안에서 변한다. 또한 지구 고도의 영향은 매우 커서 고도차이가 ±100km 일 경우 ΔV₁ 값은 약 ±25m/s가 변한다[1].

달 궤도에 진입하기 위해서는 또 다른 속도(ΔV₂)가 필요하며, 달의 궤도 속도와 원지점에서의 달 궤도선의 속도 차이에 의해 약 0.83km/s 가 필요하다.

$$\Delta V_2 = V_{Moon} - V_{LTO,a} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{Moon}}} - \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_{LTO,a}} - \frac{1}{a} \right)} \quad (2)$$

달 궤도 진입에 필요한 ΔV₂는 지구와 달의 거리에 의해 변하며 그 값은 0.813km/s에서 0.849km/s 사이 값을 취한다. 따라서 타원궤도의 원지점 길이에 따라 ΔV₂ 값이 큰 영향을 받으며, 약 ±0.19km/s 오차를 보이게 된다. 직접천이 방법을 통해 지구에서 달로 가기 위해 필요한 총 ΔV는 약 3.936km/s이다. Fig. 2에서 제시된 시나리오와 같이 지구에서 달까지 비행하는 동안

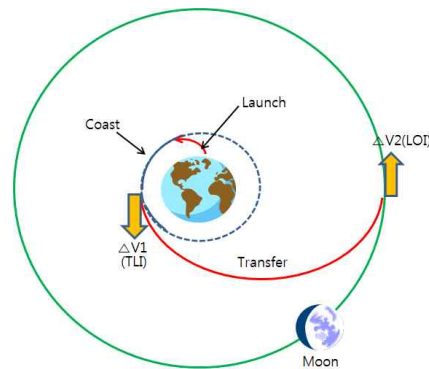


Fig. 2. Direct Transfer

걸리는 시간은 일반적으로 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (3)$$

천이비행시간(TOF: Time Of Flight)을 줄이기 위해서는 TLI시 ΔV_1 을 증가시키면 되지만, LOI시 ΔV_2 가 크게 필요하다. 지구- 달 천이 시간은 보통 약 2일~6일이 소요된다. 직접천이 방법의 발사시각은 발사 장소의 위도(λ)와 지구 적도축에 대한 달의 적위(δ : lunar declination) 차이에 의해 결정되며, 지구 적도축에 대한 달의 적위는 $\delta = 23.44^\circ \pm 5.145^\circ$ 내에서 변한다.

달 궤도선의 연료소모량이 최소인 발사시각을 알아보기 위해서 앞에서 설명한 직접천이 방법을 사용하여 지구-달 직접천이 궤적을 설계한 후 2020년 1월 1일부터 1년 동안 시뮬레이션을 통해 TLI값과 LOI값의 변화를 분석하였다. 달 궤도선의 천이비행시간(TOF)은 각각 3일, 3.5일, 4일, 4.5일, 5일, 5.5일이며, 직접천이 궤적을 계산하기 위해 제어변수를 발사시각, 주차궤도에서의 Coast 시간, TLI, LOI로 설정하였고, 제한 조건으로 달에서의 궤도경사각 90도, 달 고도 100km로

설정하였다.

Fig. 3과 4는 직접천이방법을 사용하여 천이비행시간에 따라 2020년 1월 1일부터 1년 동안 수행한 달 궤도선의 TLI값과 LOI값을 나타낸다. 달 궤도선의 TLI값은 천이비행시간이 4.5일 일 때 모든 구간에서 가장 작은 값을 나타내며, 1년 중 2020년 3월 3일 17시, 3월 30일 19시, 10월 3일 13시에서 가장 작다. 또한 LOI값은 천이비행시간이 4.5일 일 때 대부분 구간에서 가장 작은 값을 나타내지만, 몇몇 구간에서는 천이비행시간이 5일 일 때 가장 작은 값을 나타내는 특징을 보인다. 그리고 1년 중 LOI값이 최소인 날짜는 2020년 1월 13일 12시, 10월 26일 15시, 11월 22일 17시이다. 발사 날짜에 따라 TLI값과 LOI값이 많은 차이를 보이는 것은 태양, 지구, 달의 운동 시스템과 밀접한 관계를 가지고 있으며, 특히 지구와 달의 거리 변화 및 달과 태양의 사이 각 변화에 따른 태양풍 영향 등 다양한 원인이 있다.

다음으로 최적의 천이비행시간을 알아보기 위해서 달 궤도선의 TLI값이 최소인 발사 시각 중 2020년 3월 3일을 선정하여 천이비행시간을 좀 더 세분화하여 TLI값을 비교하였다. 천이비행시간은 2일부터 6일까지 0.2일 간격으로 나누어 시

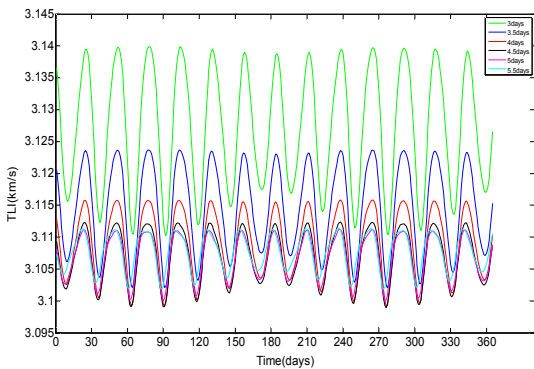


Fig 3. TLI for 1 year from Jan 1, 2020

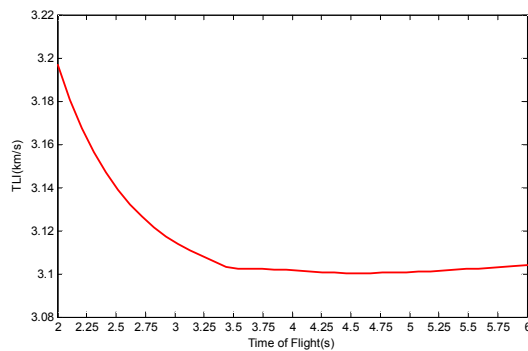


Fig 5. Comparison of TLI as Time Of Flight

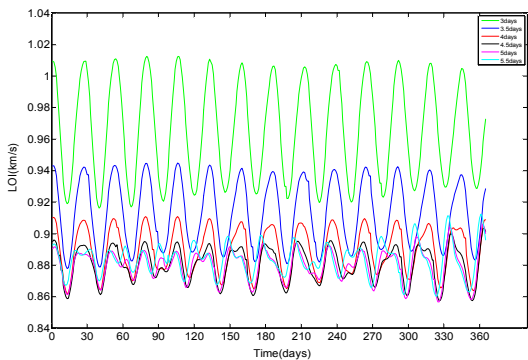


Fig 4. LOI for 1 year from Jan 1, 2020

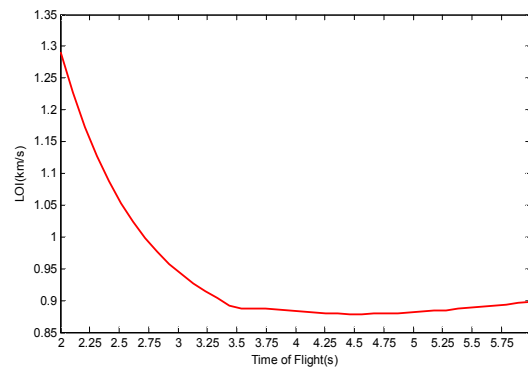


Fig 6. LOI as Time Of Flight

물레이션을 수행하였다. Fig. 5에서 보는 바와 같이, 달 궤도선의 TLI값은 천이비행시간이 약 4.5일 일 때 가장 작은 값을 나타낸다. 또한 Fig. 6에서는 LOI값이 TLI값과 같이 달 궤도선의 천이비행시간이 약 4.5일 때 최소인 것을 보여준다. 따라서 직접천이방법을 이용하여 지구에서 달로 가는 방법 중 연료소모를 최소화하기 위해서는 천이비행시간을 최적의 조건으로 선택하여 사용하는 것이 매우 중요하다.

Table 2는 앞에서 수행한 직접천이 방법의 시물레이션 결과값 중 천이비행시간이 3.5일, 4일, 4.5일, 5일, 5.5일 5가지 경우에 관한 세부적인 비행정보를 보여준다. 앞에서 본 것과 같이 4.5일 일때 TLI값이 3.100km/s, LOI값은 0.879km/s로 가장 작았으며, 총 ΔV 값은 3.979km/s이다.

Fig. 7~8은 천이비행시간이 각각 2일, 2.5일, 3일, 3.5일, 4일, 4.5일, 5일, 5.5일, 6일에 대하여 천이 궤적을 보여준다. Fig. 7은 지구 관성 좌표계에서 본 달 궤도선의 천이비행궤적, Fig. 8은 달 관성 좌표계에서 본 달 궤도선의 천이비행궤적을 각각 나타낸다. 거리가 가장 짧은 선이 천이비행시간 2일을 나타내며, 거리가 가장 긴 선이 천이비행시간 6일을 나타낸다. Fig. 9는 Sun Ecliptic North 방향에서 본 지구-달 천이궤적정보를 나타낸다. 달 궤도선이 천이비행을 할 때 태양풍의 영향을 최소화하기 위해 태양과 달의 각도가 90°이상일 때 천이비행을 하도록 발사시각을 조절하였다.

2.2 Phasing Loop Transfer

Phasing Loop Transfer는 직접천이 방법 다음으로 많이 사용하는 천이궤적으로, 약 2~3회 타원궤도를 공전한 후 직접천이 방법과 같이 달 궤

Table 3. Comparison of delta V used Direct Transfer method

Events	3.5days	4days	4.5days	5days	5.5days
Launch (UTC)	3 Mar 2020 13:26	3 Mar 2020 13:57	3 Mar 2020 14:27	3 Mar 2020 14:56	3 Mar 2020 15:24
Coast(s)	2,246	2,442	2,451	2,495	2,526
TLI ΔV (km/s)	3.106	3.102	3.100	3.101	3.102
TOF(s)	320,400	388,800	432,000	475,200	518,400
LOI ΔV (km/s)	0.907	0.884	0.879	0.881	0.889
Total ΔV (km/s)	4.013	3.986	3.979	3.982	3.991

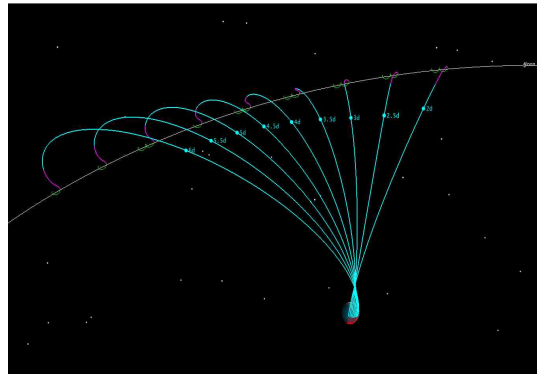


Fig. 7. Direct Transfer(Earth Inertial Frame)

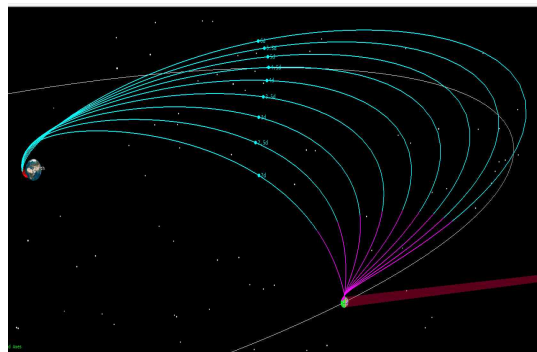


Fig. 8. Direct Transfer(Moon Inertial Frame)

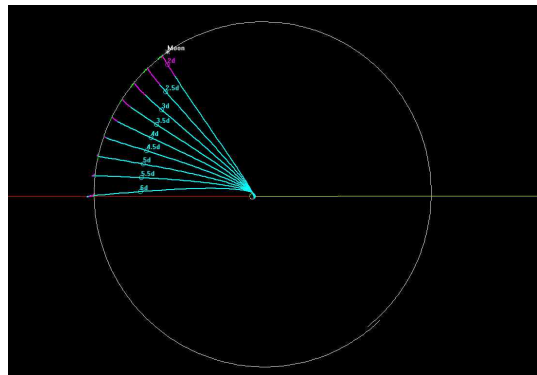


Fig. 9. Direct Transfer(view from Sun Ecliptic North Direction)

도로 직접 천이하는 방식이다. Phasing Loop Transfer는 2.5 Phasing Loop Transfer와 3.5 Phasing Loop Transfer 방법이 주로 사용되는데, 타원궤도의 개수에 따라 구분된다. Phasing Loop Transfer 방법은 직접 천이방법과 비교하여 타원궤도의 주기를 변경함으로써 하루에 발사할 수 있는 발사창(Launch Window)을 상대적으로 길게 확보할 수 있는 장점이 있으나 총 천이비행

시간이 상대적으로 긴 단점이 있다. 이 방법은 미국의 Clementine, 중국의 Chang'e-1, 일본의 SELENE에 적용되었다.

Clementine의 경우 2.5 Phasing Loop Transfer 방법을 사용했으며, 근지점에서의 궤도조정(Maneuver)을 통해 궤도 주기를 조정하여 달 도착 날짜에 태양광 조건을 만족시킬 수 있도록 임무계획을 설계하였으며, 이를 통해 매달 더 많은 발사 가능날짜를 확보할 수 있었다. 직접 천이방법을 사용한 Lunar Prospector와 Phasing Loop Transfer 방법을 사용한 Clementine의 발사창을 비교하면 각각 4분과 1시간으로 서로 많은 차이를 보였다. Fig. 10은 2.5 Phasing Loop Transfer 방법을 나타내며, 타원궤도 1, 2를 공전한 후 2.5 궤적을 따라 천이하여 달 궤도로 진입하는 과정을 나타낸다.

3.5 Phasing Loop Transfer 방법은 지구주위의 밴앨런벨트(Van Allen Belt)를 통과하는 시간이 길어지기 때문에 달 탐사선의 탑재체에 심한 손상을 초래할 위험성이 커진다. 따라서 본 연구에서는 이러한 상황을 고려하여 2.5 Phasing Loop Transfer 방법을 사용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 앞에서 살펴본 직접천이 방법에 의한 최소의 TLI값을 보였던 발사시각은 2020년 3월 3일이며, 달 도착시각은 약 2020년 3월 7~8일이다. 따라서 2020년 3월 7일 달 도착을 가정하여 2.5 Phasing Loop Transfer 방법을 사용하여 천이궤적을 설계하였다. Fig. 11에서 보는 바와 같이, 달 궤도선은 발사 후 지구 고도 300km에서 약 40분간 공전을 한 후 고체모터인 TLI Stage를 사용하여 첫 번째 타원궤도를 돌며, 주기는 약 8.43일이

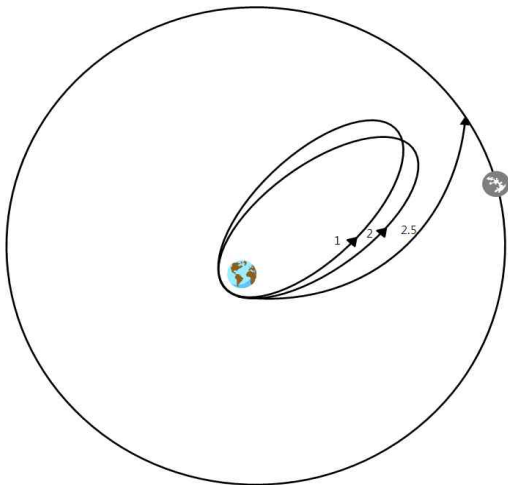


Fig. 10. 2.5 Phasing Loop Transfer

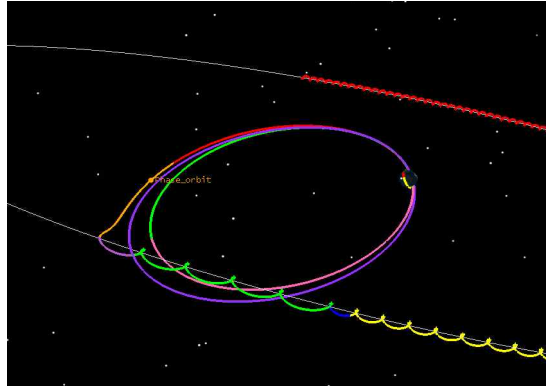


Fig. 11. Phasing Loop Transfer(Earth Inertial Frame)

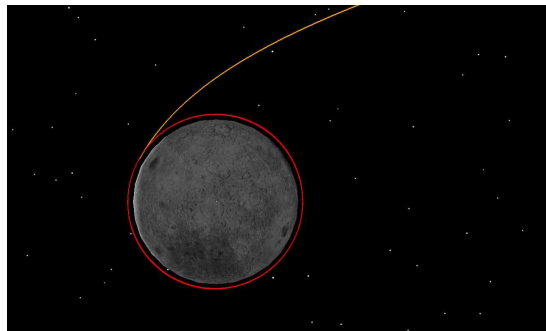


Fig. 12. Phasing Loop Transfer(Moon Inertial Frame)

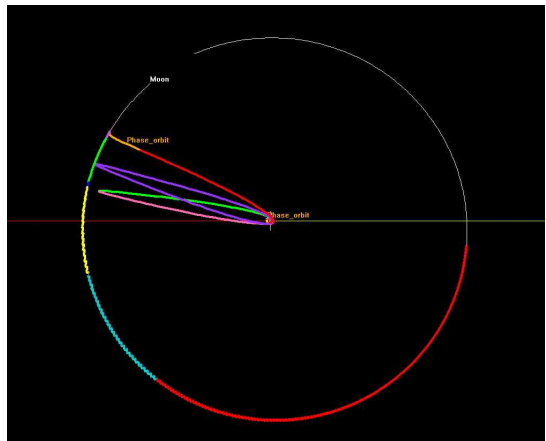


Fig. 13. Phasing Loop Transfer(View from Sun Ecliptic North Direction)

다. TLI Stage는 사용 후 바로 분리되며, 이후에는 총 무게가 약 550kg인 달 궤도선이 자체의 추진제를 이용하여 궤도를 조정한다. 따라서 두 번째 타원궤도는 달 궤도선이 자체 추력을 통해 만들며, 주기 약 9.44일이다. 마지막 단계인 지구 궤도에서 달로의 최종 천이궤적은 직접 천이방법

과 비슷하며, 타원궤도를 통해 지구 근지점에서 충분한 속도를 확보하고 있기 때문에 소량의 추진제만으로도 달궤도 근처로 접근할 수 있다. 따라서 지구에서 달로 접근하는데 사용한 $\Delta V=0.00076\text{km/s}$ 이다. 달 궤도에 접근한 달 궤도선은 LOI를 통해 달 궤도로 진입하게 되는데, 만약 LOI 과정이 없으면 달 궤도선은 달의 중력권 영향에서 벗어나 다시 지구 궤도를 돌게 된다. 따라서 달 궤도선이 달에 접근하여 근지점을 통과하게 될 때 속도 감속을 통해 달 중력권에 머물게 해야 한다. Fig. 12에서 보는 바와 같이, LOI 과정은 직접천이 방법과 비교하기 위해 1번으로 가정하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 달 궤도선은 최종적으로 달 원형 극궤도, 고도 100km 궤도를 돌게 된다. 실제 LOI 과정은 달 궤도선의 엔진 연소시간이 너무 길 경우 엔진에 큰 무리가 가기 때문에 엔진 안정성을 고려하여 보통 4단계로 나뉘어 진행된다. LOI에 필요한 $\Delta V=-0.879\text{km/s}$ 이고, 주기는 약 118분이며, 2.5 Phasing Loop Transfer에 관련된 자세한 값들은 Table 4에 나타나 있다.

IV. L1 Gateway Transfer

지구-달 시스템에서 라그랑지안 점(Lagrangian Point)은 총 5개 존재한다(Fig. 14). 그 중 L4, L5는 안정적인 점이며, 나머지 L1, L2, L3는 달의 이심률 변화와 지구의 섭동력으로 인해 불안정하다고 알려져 있다. 지구-달 천이궤적에서 라그랑지

Table 4. Simulation result used by 2.5 Phasing Loop Transfer

Events	Value	Time(UTC)	Note
Launch	0(s)	14 Feb, 2020 14:57	
Parking Orbit	h=300km	14 Feb, 2020 15:12	
Coast	2424(s)	14 Feb, 2020 15:12~	
P#1	$\Delta V=3.095(\text{km/s})$ 주기=72,8393(s)	14 Feb, 2020 15:52	Impulsive
P#2	$\Delta V=0.006(\text{km/s})$ 주기=815,392(s)	23 Feb, 2020 03:02	Impulsive
TLI	$\Delta V=0.001\text{km/s}$	3 Mar, 2020 08:59	Impulsive
TOF	약 4일		
LOI	$\Delta V=-0.879(\text{km/s})$	7 Mar, 2020 09:56	Impulsive
Nominal Mission	h=100km $i = 90^\circ$	About 1 year	

안 점을 이용하면 궤도선의 연료를 줄일 수 있기 때문에 현재 많은 연구가 진행 중에 있다[3].

본 연구에서는 지구와 달 사이에 존재하는 L1 Gateway를 이용한 지구-달 천이궤적을 설계하였다. 달 궤도선의 안정적인 달 궤도 진입을 위해 천이궤적은 2단계로 나뉘어 설계하였으며, 지구에서 L1까지 천이한 후 L1 Lissajous orbit에서 두 번 공전을 한 후 다시 달의 목표 궤도로 진입하도록 하였다. Lissajous orbit은 L1 또는 L2 주위에 존재하는 궤도로서 지구와 달에 비해 상대적으로 안정적인 위치에서 장시간 관측을 필요로 할 때 주로 사용된다. 또한 Lissajous orbit은 달 궤도선을 안정적인 위치에 위치시킴으로써 원하는 날짜에 달 궤도선을 달 궤도로 보낼 수 있는 장점이 있다. L1 Lissajous orbit의 z축 크기는 약 20,000km로 설정하였으며, 전체적인 궤적은 Fig. 15와 같다. L1점으로 달 궤도선을 보내기 위해 L1 중심 지구-달 회전 평형점 좌표계(L1 centered Earth-Moon rotating libration point coordinates)에서 측정된 좌표값을 0km, 0km, 10,000km로 설정하였고, 이 설정이 수렴되면 X-Z 평면과 만나는 점에서 L1 Lissajous orbit 진입을 위해 궤도조정이 수행된다. 이때 X축 방향의 속도, V_x 는 0이다. L1 Lissajous orbit 유지를 위해 약간의 궤도조정이 추가로 필요하며, 2바퀴 공전 후 달 목표궤도로의 진입을 준비한다. 달 궤도로의 진입을 위해 달 궤도선의 엔진을 재가동하여 달로 향하게 된다. 달의 근지점에 접근해서는 LOI를 통해 달의 목표궤도인 고도 100km, 원형 극궤도에 진입한다.

Fig. 16은 지구-달 회전좌표계에서 본 달 궤도선의 L1 Gateway Transfer 비행궤적을 나타낸다. 지구에서 달까지 비행하는데 걸리는 시간은 약 34일이 걸리며, 자세한 비행궤적 정보는 Table 5에 나타나 있다.

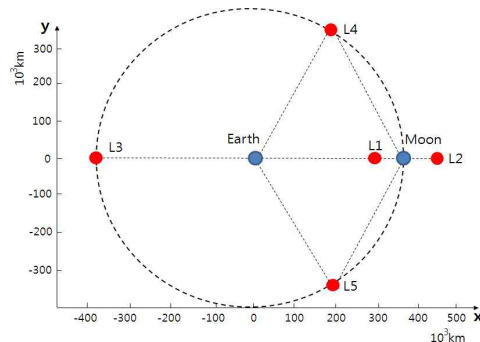


Fig. 14. Location of Libration Points in the Earth-Moon System

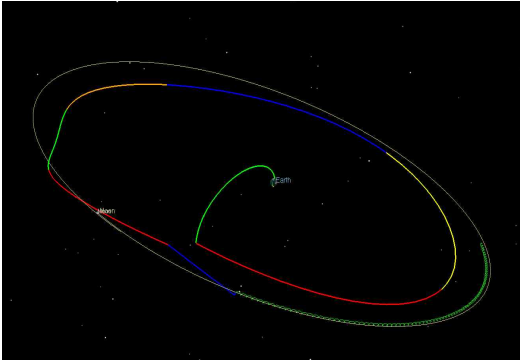


Fig. 15. L1 Gateway Transfer(Earth Inertial Frame)

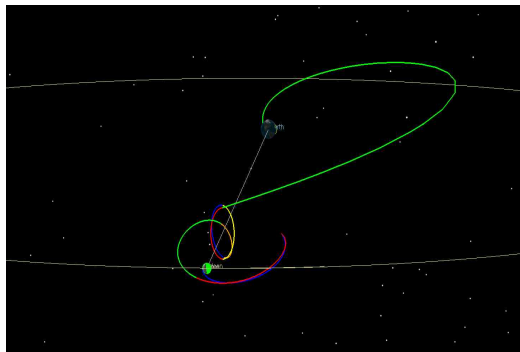


Fig. 16. L1 Gateway Transfer(Earth-Moon Rotation Frame)

Table 5. Simulation result used by L1 Gateway Transfer

Events	Value	Time(UTC)
Launch	-	4 Feb,2020 15:15
Coast(s)	2350	
TLI(km/s)	3.084	4 Feb,2020 16:09
L1 orbit insertion maneuver(km/s)	0.891	8 Feb,2020 14:59
L1 departure maneuver(km/s)	0.003	20 Feb,2020 02:40
LOI(km/s)	0.929	6 Mar,2020 10:31
Mission Orbit	$h=100\text{km}, I=90^\circ$	8 Mar,2020 00:24

V. 지구-달 천이궤적 결과 값 비교

앞에서 직접천이 방법과 2.5 Phasing Loop Transfer, L1 Gateway Transfer 방법을 이용하여 지구에서 출발하여 달 궤도에 진입하는 천이궤적

을 설계하여 시뮬레이션을 수행하였다. 천이궤적 설계시 연료 소모를 최소화함으로써, 탑재체 중량을 증가시킬 수 있기 때문에 임무설계 입장에서 TLI값과 LOI값은 매우 중요한 의미를 갖는다.

Table 6은 직접천이 방법과 2.5 Phasing Loop Transfer 방법, L1 Gateway Transfer 방법을 사용하여 얻은 결과 값을 비교하여 보여주고 있다. TLI값은 3개의 방법이 거의 비슷한 값을 보이지만, L1 Gateway Transfer 방법은 다른 3개와 비교하여 약간 작은 값을 보인다. LOI값은 L1 Gateway Transfer 방법이 가장 크며, 4.5일 직접천이 방법이 가장 작은 값을 보인다. L1 Gateway Transfer 방법의 LOI값이 가장 큰 이유는 L1 Lissajous orbit 진입 및 궤도유지에 필요한 연료가 추가로 필요하기 때문이다. 전체 Delta-V 값을 비교하면 4.5일 직접천이 방법과 2.5 Phasing Loop Transfer 방법이 가장 작으며, L1 Gateway Transfer 방법이 가장 큰 것을 확인 할 수 있다. 따라서 연료 소모량 측면에서는 4.5일 직접천이 궤적이 다른 천이방법보다 가장 효율적임을 알 수 있다. 그러나 직접 천이 방법은 하루 중 발사 가능시각이 매우 짧기 때문에 날씨 등 약간의 변수가 발생하면 발사 자체가 불가능 할 수 있는 단점이 있다. 이러한 단점에도 불구하고 일정한 beta angle(달 궤도선의 궤도평면과 태양과의 각도)이 확보되는 경우 다음날 또 발사할 수 있기 때문에 큰 문제가 되지 않을 것으로 판단된다.

Table 6. Trade Off Study of Lunar Transfers

구분	직접천이 (4.5일)	직접천이 (5일)	2.5Phasing Loop	L1 Gateway
Launch (UTC)	3 Mar 2020 14:27	3 Mar 2020 14:56	14 Feb, 2020 14:57	4 Feb 2020 15:15
TOF(Days)	4.5일	5일	약 21일	약 34일
TLI(km/s)	3.100	3.101	3.102	3.084
LOI(km/s)	0.879	0.881	0.879	1.823
Total ΔV (km/s)	3.979	3.982	3.981	4.906

VI. 결 론

본 논문에서는 2020년 이후 한국형 달 탐사를 대비하여 지구-달 천이궤적 중 실제 임무궤적으로 사용될 가능성이 가장 큰 직접천이 방법과 2.5 Phasing Loop Transfer 방법, L1 Gateway

Transfer 방법을 사용하여 시뮬레이션을 통해 TLI값과 LOI값을 비교분석하였다. 직접천이방법은 간단하고 천이비행시간이 짧으며, 연료소모 측면에서 가장 효율적이라는 사실을 통해 한국형 달 탐사 천이궤적으로 가장 적합하다는 것을 확인하였다. 2.5 Phasing Loop Transfer 방법은 발사창을 길게 얻을 수 있는 장점과 전체 연료소모량 측면에서 직접 천이방법과 비교하여 거의 비슷한 값을 나타내기 때문에 직접천이 방법의 대안으로 사용할 수도 있다. 또한 L1 Gateway Transfer 방법은 궤적설계가 복잡하고 천이비행시간이 길며, 연료소모가 많이 들기 때문에 한국형 달 궤도선의 천이궤적으로 적합하지 않다. 이러한 연구는 한국형 달 탐사 천이궤적 설계시 좋은 참고자료가 될 수 있으며, 앞으로 더 효율적이고 안정적인 궤적이 있는지 추가적인 연구가 필요하다. 또한 보다 정확한 궤적 데이터를 얻기 위해 Force models을 더욱 정교화하고, 궤적 보정 과정을 통해 실제 달 탐사시 임무시나리오로 사용할 수 있도록 보다 세밀한 설계가 필요하다.

참고문헌

- 1) Biesbroek, R. and Janin, G. , "Ways to the Moon?," ESA Bulletin 103, August 2000
- 2) Beckman. M, "MISSION Design for the Lunar Reconnaissance Orbiter", AAS 07-057
- 3) Loucks. M, Carrico. J, Carrico. T, Deiterich. C, "A comparison of lunar landing trajectory strategies using numerical simulations", international lunar conference ,Sep.2005
- 4) 황진영 외 32명, "달 탐사 계획 수립을 위한 기획연구", 한국항공우주연구원 자체사업보고서, 2008.10
- 5) 송은정, 박창수, 조상범, 노웅래, 주광혁, 최남미, 이상률, "한국형발사체를 사용한 달 탐사위성의 발사임무설계", 2008 한국항공우주학회 추계학술발표회, KSAS08-2
- 6) 주광혁, 노웅래, 이상률, "한국형 발사체의 발사능력을 고려한 달 착륙선 설계기술 분석", 2008 한국항공우주학회 추계학술발표회, KSAS08-2