

중개궤도를 이용한 지구-달 천이궤적의 설계 및 분석

송영주¹, 우진¹, 박상영^{1†}, 최규홍¹, 심은섭²
¹연세대학교 천문우주학과
²한국항공우주연구원

The Earth-Moon Transfer Trajectory Design and Analysis using Intermediate Loop Orbits

Young-Joo Song¹, Jin Woo¹, Sang-Young Park^{1†}, Kyu-Hong Choi¹,
and Eun-Sup Sim²

¹Astrodyamics & Control Lab., Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

²Korea Aerospace Research Institute(KARI), Deajeon 305-600, Korea

E-mail: spark@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received May 11, 2009; Accepted May 18, 2009)

요 약

이 연구에서는 미래 한국의 달 탐사에 대비, 지구-달 천이궤적을 설계하고 분석하였다. 궤적 설계는 최소연료로 지구 주차궤도에서부터 달 임무궤도까지 도달하는 모든 단계에 대해서 실시하였으며 미래 한국의 달 탐사 개발 계획에 실질적인 도움이 되기 위해 2017년, 2020년, 2022년으로 각각 나누어 설계를 하였다. 탐사선의 운동방정식의 구현을 위하여 태양, 지구, 달의 중력에 의한 섭동력이 포함된 N체 운동 방정식을 사용하였으며 보다 실질적인 우주환경의 모사를 위하여 지구의 비대칭 중력장(Geopotential), 태양 복사압(Solar radiation pressure) 그리고 달의 J2 섭동에 의한 영향도 고려하였다. 임무 설계를 위해 가정된 추력은 순간 추력(Impulsive thrust)으로 가정하였으며 발사체의 성능은 현재 개발 예정인 KSLV-2로 가정하였다. 미래 한국의 가상 달 탐사선이 지구-달 천이 궤적(Trans Lunar trajectory)에 진입하는 방법으로는 지구 주차 궤도에서 직접 진입 하는 방법과 여러번의 타원 중개 궤도를 지친 후 지구-달 천이 궤적으로 진입하는 방법을 모두 이용하였다. 아울러 TLI(Trans Lunar Injection) 기동시 탐사선의 대전 지상국에서의 가시성에 따른 기동의 크기에 대한 영향이 분석되었다. 이 연구를 통한 임무 설계 결과는 달 탐사 임무 설계를 위한 발사 가능 시기(launch opportunity), 성공적인 임무 수행을 위한 임무 단계별 최적의 기동량 및 해당 궤도의 특성 그리고 다양한 임무 파라미터등의 해석을 포함하고 있다. 임무 설계 결과, 미래 한국이 쏘아 올릴 수 있는 달 탐사선의 전체 질량은 해당 임무의 수행 시기 보다는 초기 지구 출발 궤도의 초기 고도와 발사체의 초기 궤도 투입 성능에 따라 더욱 크게 좌우됨을 확인하였다.

Abstract

Various Earth-Moon transfer trajectories are designed and analyzed to prepare the future Korea's Lunar missions. Minimum fuel trajectory solutions are obtained for the departure year of 2017, 2020, 2022, and every required mission phases are analyzed from Earth departure to the final lunar mission orbit. N-body equations of motion are formulated which include the gravitational effect of the Sun, Earth and Moon. In

[†]corresponding author

addition, accelerations due to geopotential harmonics, Lunar J2 and solar radiation pressures are considered. Impulsive high thrust is assumed as the main thrusting method of spacecraft with launcher capability of KSLV-2 which is planned to be developed. For the method of injecting a spacecraft into a trans Lunar trajectory, both direct shooting from circular parking orbit and shooting from the multiple elliptical intermediate orbits are adapted, and their design results are compared and analyzed. In addition, spacecraft's visibility from Deajeon ground station are constrained to see how they affect the magnitude of TLI (Trans Lunar Injection) maneuver. The results presented in this paper includes launch opportunities, required optimal maneuver characteristics for each mission phase as well as the trajectory characteristics and numerous related parameters. It is confirmed that the final mass of Korean lunar explorer strongly depends onto the initial parking orbit's altitude and launcher's capability, rather than mission start time.

Keywords: Earth-Moon transfer trajectory, mission design, optimal trajectory, impulsive thrust, KSLV-2

1. 서 론

지난 2007년, 정부는 국가 우주 중장기 개발 계획 하에 2020년 까지 달 궤도선을 발사하고 2025년 까지 달착륙선을 발사한다는 계획을 발표하였으며 2008년 11월, 국제 달 탐사 협력 프로젝트인 “국제 달 탐사 네트워크(International Lunar Network, ILN)”에 참여하기로 확정하였다. 이에 그동안 지구 근접 위성에만 국한되어 왔던 우리나라 우주 산업의 범위가 심우주 탐사를 위한 우주 산업까지로 확장될 수 있는 좋은 기반 기틀이 마련되었다. 이러한 정부의 계획하에 미래의 한국의 달탐사선 개발을 위한 관련 연구들이 최근들어 매우 활발하게 이루어지고 있다. 달 최적 도달 궤도에 대한 분석이 선형 프로그래밍(linear programming) 기법을 적용하여 이루어 졌으며(박재우 2007, 2008), 달 탐사 위성의 임무 설계와 그 해석이 상용 궤적 설계 및 해석 소프트웨어인 STK(Satellite Tool Kit)의 Astrogator를 이용하여 진행 된바있다(김해동 외 2008, 주광혁 외 2008, 송은정 외 2008). 저추력(low thrust)를 이용한 달 탐사 임무를 위한 국내 연구의 경우, 2체 문제를 이용한 2차원의 지구 탈출 궤적에 대한 연구(이동현과 방효충 2007) 및 달 진입 궤적에 대한 연구(이동현 외 2008)가 이루어 졌다. 탐사선의 운동방정식을 N체 문제(태양, 달, 지구 그리고 지구의 J2 섭동력 포함)로 구현하고 지구 출발부터 달 임무 궤도에 도달하는 모든 단계에 대한 임무 설계가 등저추력(constant low thrust)을 이용하여 설계(송영주 외 2008a)된바 있으며 지구의 비대칭 중력장(geopotential)까지 포함하며 1년 이상의 상대적으로 긴 임무 기간의 달 탐사 임무를 가변저추력(variable low thrust)을 이용, 설계할 수 있는 기법에 대한 연구 또한 진행 되었다(Song et al. 2009).

이처럼 다양한 달 탐사 관련 연구가 진행되고 있는 가운데 이 연구에서는 현재 우리나라의 위성 개발 기술 수준을 감안, 고추력(high thrust)을 이용한 달 탐사 임무 설계를 실시하고자 한다. 단순한 2차원의 2체문제가 아닌 3차원의 N체 문제를 적용한 임무 설계 알고리즘을 직접 개발하고 개발된 알

고리즘을 이용하여 다양한 임무 설계 시나리오를 도출하였다. 3차원의 N체 문제를 적용한 달탐사 임무 설계 알고리즘은 이미 선행 개발된바 있다(송영주 외 2008b). 하지만 송영주 외(2008b)의 연구에서는 원궤도인 지구 주차 궤도(parking orbit)에서 탐사선이 머물다 직접 지구-달 천이 궤도로 진입하는 직접 천이 방식(direct shooting)만을 고려, 임무 설계가 진행 되었으며 탐사선의 운동방정식을 구현하기 위하여 고려된 섭동력도 태양, 달, 지구, 지구의 J2항에 의한 영향만 포함되었다. 하지만 보다 실질적인 임무 설계를 위해서는 보다 다양한 섭동력을 임무 설계 알고리즘에 포함하여 최대한 실제 우주 환경과 근사하도록 탐사선의 운동방정식이 모사되어야 한다. 따라서 이 연구에서는 지구의 비대칭 중력장(Geopotential)에 의한 영향을 추가 하였으며 나아가 태양풍(Solar radiation pressure) 및 달의 J2항에 의한 영향 까지 탐사선의 운동 방정식 구성시 포함하였다. 최근 이루어진 국제적 달 탐사 임무(중국의 “창어-1(Chang'e-1)호”와 인도의 “찬드리아-1(Chandrayann-1)호”)의 비행 궤적의 형상을 살펴보면 여러번의 타원 중개 궤도(multiple elliptical intermediate orbit)를 거쳐 지구-달 천이 궤도에 진입하는 것을 알 수 있다. 이에 이 연구에서는 이러한 국제적인 흐름에 맞추어 지난 연구(송영주 외 2008b)에서는 설계가 불가능 하였던 기능 즉, 지구 출발시 탐사선의 궤도 형상이 다중 타원 중개 궤도인 경우 까지도 설계가 가능하도록 임무 설계 알고리즘을 추가 확장 개발 하였다.

여러번의 타원 중개 궤도를 거쳐 지구-달 천이 궤도에 진입하려면 탐사선은 다양한 타원 중개 궤도를 이룩하기 위하여 수번의 기동(maneuver)을 실시하게 된다. 여러 타원 중개 궤도를 이룩하기 위한 일련의 과정을 이용, 탐사선은 지구 주차궤도에서 직접 지구-달 천이 궤적으로 진입하는 방법보다 상대적으로 해당 임무의 진행 상태(status)에 대한 확인 및 이상 발생여부에 대한 즉각적인 대응이 용이하다는 장점이 있다. 하지만 임무 설계시 많은 중개 궤도를 거쳐 갈수록 요구 임무 기간이 길어진다는 단점도 반드시 고려되어야 한다. 아울러 이 연구는 미래 한국의 달 탐사 임무에 대비한 사전 연구의 일환으로 진행하였다. 따라서 탐사선이 주는 추력의 크기는 우선 순간 고추력으로 가정하였다. 하지만 궤도 천이를 위한 최대 추력의 크기는 개발 가능한 엔진의 성능에 따라 그 한계값이 존재한다. 따라서 대부분의 위성 궤도 천이를 위한 기동은 제한 추력(finite burn)을 이용하게 된다. 이에 보다 실질적인 달 탐사 임무 설계를 위해서는 우리나라의 추력기 개발 능력을 감안한 임무 설계 및 해석이 반드시 병행 되어야 할 것이다.

이 논문에서 제시한 임무 설계 결과는 한국 달 탐사 개발 계획에 실질적인 도움이 되기 위해 2017년, 2020년, 2022년으로 각각 나누어 도출하였다. 모든 임무 설계는 지구 출발부터 달 도착 임무 수행 궤도를 이룩하는 시점까지 이루어 졌다. 아울러 탐사선이 지구-달 천이 궤적으로 진입하는 방법으로는 지구 주차 궤도에서 직접 지구-달 천이 궤적으로 탐사선이 진입하는 방법과 다양한 타원 중개 궤도를 이용하여 지구-달 천이 궤적으로 진입하는 방법에 대한 임무 설계 결과를 각각 도출하였으며 산출된 결과를 비교 분석하여 보았다. 이밖에도 성공적인 달 탐사 임무를 위해 가장 중요한 기동이라 할 수 있는 지구-달 천이 궤적의 진입을 위한 기동, 즉 TLI(Trans Lunar Injection) 기동 시 탐사선의 대전 지상국에서의 가시성에 따른 기동의 크기에 대한 영향도 분석하였다. 이 연구를 통한 임무 설계 결과는 달 탐사 임무 설계를 위한 발사 가능 시기(launch opportunity), 성공적인 임무 수행을 위한 임무 단계별 최적의 기동량 및 해당 궤도의 특성 그리고 다양한 임무 파라미터등의 해석을 포함하고 있다. 이 연구를 통해 개발된 임무 설계 알고리즘과 이를 이용하여 해석된 다양한 달 탐사 임무 설계 결과는 미래 한국 달 탐사 임무를 설계하는데 많은 도움이 될 것이다.

2. 임무 설계 알고리즘의 개발

이 연구의 가장 큰 목적은 향후 우리나라의 달 탐사 임무에 대비, 보다 실용적이고 현실적인 달 탐사 임무 설계 알고리즘을 직접 개발하고 이를 이용하여 다양한 달 탐사 임무 설계를 실시 그 결과를 비교 해석하는데 있다. 이러한 목적을 위하여 개발된 임무 설계 알고리즘은 송영주 외(2008b)의 연구를 기반으로 추가 보완/개발 하였다. 지구를 출발하여 탐사선이 달의 임무 수행 궤도에 도달하는 시점까지의 모든 임무 단계의 설계를 위하여 개발된 알고리즘은 총 6개의 세부 모듈로 구성되어 있다.

KLMDs-ITE Ver. 2(Korean Lunar Mission Design Software with Impulsive high Thrust Engine Version 2)로 명명된 개발 알고리즘의 세부 모듈별 명칭과 대략적인 기능은 다음과 같다. 총 6개의 모듈중 첫 번째 모듈은 MOAP(Mission Opportunity Analysis Program) 모듈 이다. 이 모듈은 탐사선이 지구-달 천이 궤적에 진입하기 위하여 주는 TLI 기동의 최적 가능 시간대를 분석하여 주는 모듈이다. 송영주 외(2008b)의 연구는 TLI 기동 직전의 탐사선의 궤도 형상이 단순한 원궤도 이었지만 이 연구를 통해 추가 개발된 모듈은 다양한 타원 궤도의 형상까지도 해석이 가능하도록 하였다. 아울러 TLI 기동시 탐사선이 대전 지상국과 교신이 가능한지, 즉 탐사선의 가시성에 대한 시간대의 해석도 가능하도록 하였다. 임무 설계를 위한 두 번째 모듈은 PDPAP(Preliminary Design Parameter Analysis Program) 모듈이다. 이 모듈에서는 단순한 2체 문제와 Lambert 이론(Gedeon 1965)을 이용하여 전반적인 임무 설계를 실시하게 되며 각종 임무 파라미터들의 대략적인 해석이 가능하다. 비록 2체 문제이긴 하지만 PDPAP 모듈은 정밀한 달의 위치를 계산하기 위하여 JPL의 정밀 천체력인 DE405(Standish 1998)를 이용한다. 또한 최적의 궤도해를 도출하기 위하여 SNOPT 상용 소프트웨어(Gill et al. 2002)를 사용하였다. KLMDs-ITE Ver. 2의 세 번째 모듈은 OTAP(Optimal Trajectory Analysis Program)모듈 이다. 이 모듈은 두 번째 모듈인 PAPAP과 매우 흡사한 기능을 수행한다. 하지만 OTAP 모듈은 2체 문제가 아닌 N체 문제를 적용하여 탐사선의 운동 방정식을 구성, 보다 정밀한 지구-달 천이 궤적의 최적해 및 지구 주차궤도의 특성을 도출하게 된다. 최적해의 도출을 위하여 사용된 소프트웨어는 SNOPT 상용 소프트웨어이며 행성의 정밀한 위치 산출을 위하여 JPL의 DE405 천체력을 사용 하였다. 아울러 OTAP 모듈에서는 탐사선이 달의 근월점에 도달하는 지점의 해석을 위하여 B-평면 좌표계의 개념(Kemble 2006)을 도입 하였다. 새롭게 개발된 OTAP 모듈은 기존 송영주 외(2008b)의 연구에서 탐사선의 운동방정식을 구현하기 위해 고려하였던 태양, 달, 지구, 지구의 J2 섭동력 이외에 지구의 비대칭 중력장에 의한 영향, 태양 복사압에 의한 섭동력을 추가로 고려하였다. 지구의 비대칭 중력장 모델은 JGM-3 모델(Tapley et al. 1996)을 적용하였으며, 태양 복사압 영향(Montenbruck & Gill 2000)도 고려하였다. 네 번째 모듈인 LCPAP(Lunar Captured Phase Analysis Program)은 달 탐사선이 달에 포획되기 위한 전반적인 궤도에 대한 설계 및 해석을 담당한다. 새롭게 보완된 LCPAP 모듈은 탐사선이 달의 작용권구(Sphere of Influence, SOI)안을 비행하는 과정의 운동방정식을 구현하기 위해 달의 J2항에 의한 영향을 추가로 고려하였다. KLMDs-ITE Ver. 2의 다섯번째 모듈인 OPAP(Operation Parameter Analysis Program)은 탐사선이 달 탐사 임무를 수행하는 전반적인 기간동안 해석되어야 하는 다양한 파라미터들을 산출하는 기능을 담당한다. OPAP 모듈을 통하여 해석이 가능한 파라미터들은 탐사선의 추적 가능 시간대, 지상 궤적(ground track)의 모습, 탐사선과의 통신, 탐사선의 지향점 그리고 식(eclipse)기간의 분석을 위해 요구되는 지

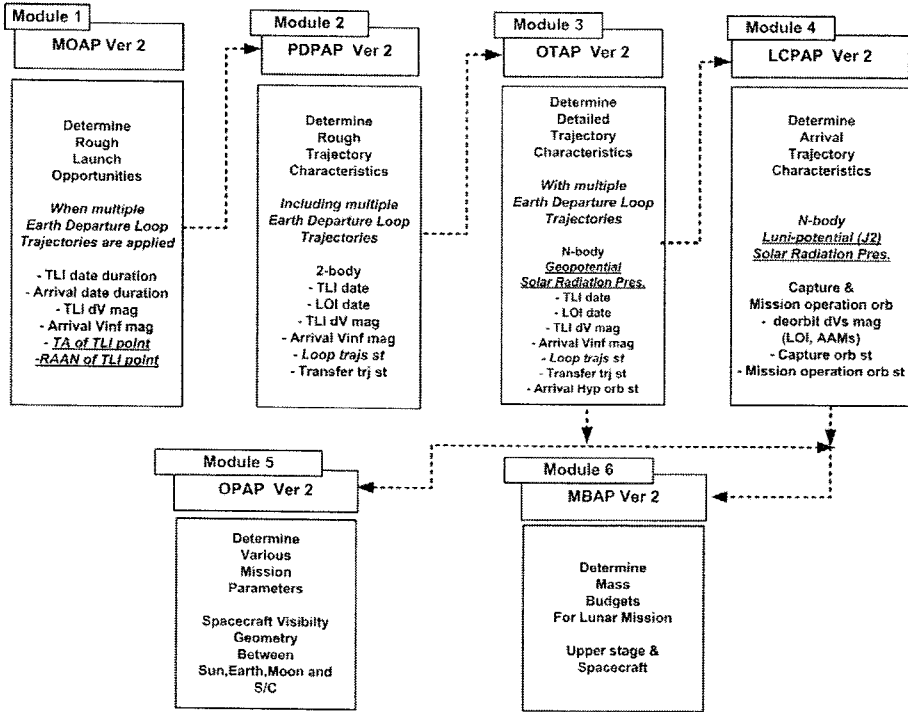


그림 1. 개발된 다중 타원 천이 궤도를 이용한 달 탐사 임무 설계 알고리즘(KLMSD-ITE Ver. 2)의 각 모듈별 상호 연관성.

구, 달, 태양 그리고 탐사선간의 상호 기하학적 위치를 해석하는 기능을 담당한다. 마지막으로 6번째 모듈인 MBAP(Mass Budget Analysis Program)는 임무 수행을 위해 요구되는 모든 기동량 및 발사체의 성능을 이용, 임무 수행을 위하여 요구되는 연료량과 탐사선의 질량의 상호 관계를 해석해 주는 모듈이다. 앞서 설명된 총 6개의 모듈별 상호 연관성은 그림 1에 나타나 있다.

3. 임무 설계 결과

3.1 임무 설계를 위한 기본 가정 및 고려사항

제2장에서 설명된 알고리즘을 이용, 3장에서는 우리나라의 2017년, 2020년, 2022년의 달 탐사 임무를 설계하였다. 미래 한국의 달 탐사선을 발사하기 위한 발사체는 현재 개발 예정인 KSLV-2로 가정하였으며 발사체를 통하여 탐사선이 진입하는 초기 지구 주차궤도는 각기 다르게 원궤도 또는 타원궤도를 갖도록 하였다. 아울러 초기 진입 고도 역시 임무 시나리오별로 각각 다르게 가정하였으며 이때 KSLV-2를 이용하여 궤도 투입이 가능한 초기 질량 또한 각각 다른 값을 갖도록 하였다. 자세한 탐사선의 초기 궤도에 대한 자세한 내용은 해당 년도별 임무 설계 결과에서 자세히 다루고 있다. 또한 임의로 설정된 달 도착시의 목표 궤도 및 관련 내용 역시 년도별 임무 설계 결과에 자세히 다루고 있다. 탐사선의 N체 운동방정식의 구성을 위하여 고려된 섭동력은 태양, 달, 지구의 질량에 의한 영향을 포함하고 있으며 지구 비대칭 중력장(J2 혹은 70×70), 달의 J2 섭동에 의한 영향과 태양 복사

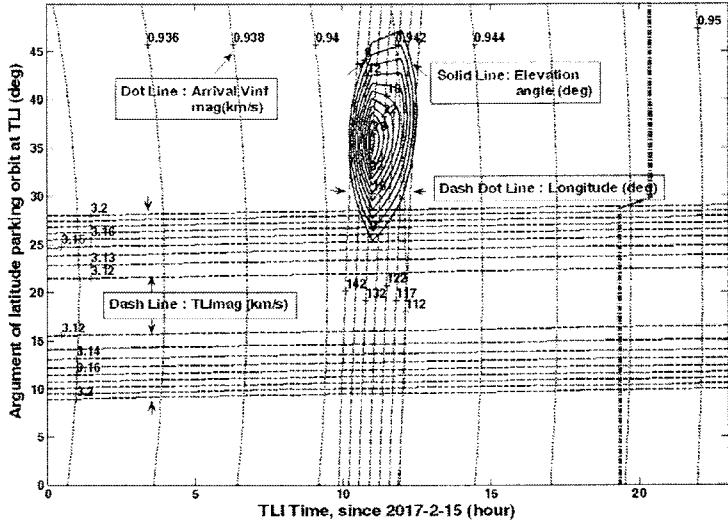


그림 2. 2017년 임무를 수행할 경우의 TLI 기동 가능 시간대. 대전 지상국의 가시성을 고려한 경우, 기동이 이루어지는 경도 위치와 관측시 고도각의 범위를 고려한 시간대인 약 2017년 2월 15일 9h ~ 12.5h(TDB) 근처에 TLI 기동이 이루어져야 함을 알 수 있다.

압에 의한 영향력을 추가로 고려하였다. 아울러 대전 지상국의 위치는 동경 약 127°, 북위 약 36°에 위치하고 있는 것으로 가정하고 임무 설계 및 해석을 실시하였다. 이 연구에서 주어지는 모든 기동 즉, Delta-V의 값은 지구 또는 달 중심의 관성 좌표계에서 표현된 탐사선의 속도 벡터 방향을 기준으로 하였다.

3.2 2017년 임무 설계 - 한번의 TLI 기동으로 원궤도에서 직접 출발

우선 우리나라가 2017년에 달 탐사 임무를 수행한다는 가정을 하고 임무를 설계하였다. 탐사선의 초기 주차궤도는 KSLV-2 발사체의 투입성을 이용, 궤도 경사각 80°, 고도 300km인 원 궤도로 가정하였다. 이때 KSLV-2를 이용한 궤도 투입성능 총 2.6ton으로 가정하였으며 상단로켓 킥모터의 비추력은 287 sec, 구조비는 0.152로 가정하였다(송은정 외 2008). 2017년 임무 설계는 탐사선이 원 궤도인 지구 주차궤도에 머물다 한번의 TLI 기동을 주어 지구-달 천이궤도로 진입하는 것으로 가정하였다. 또한 탐사선이 TLI 기동을 실시하는 시점에서 대전 지상국에서의 가시성이 확보 되는 시간대를 분석 하고 가시성 확보에 대한 TLI 기동 크기의 영향에 대한 분석을 증점적으로 실시하였다. 달을 향하는 항행 단계를 거친 탐사선은 달의 근월점에 도달한 후 여러 번의 추가 기동을 통하여 최종 달 임무궤도에 도달하게 되는데, 이때 사용된 달 포획 궤도의 형상은 Lunar prospector(Lozier et al. 1998)의 달 포획궤도로 가정하였다. Lunar prospector의 달 포획 순서를 살펴보면, 탐사선이 달에 포획되기 위한 첫 번째 기동인 LOI(Lunar Orbit Insertion) Delta-V 기동 후 약 12시간 주기의 첫 번째 타원 궤도로 달에 진입하며 이때의 근월점 고도는 약 100km이다. 두 번째 타원 궤도의 주기는 약 3.5시간, 그리고 마지막 임무 수행을 위한 원궤도의 주기는 약 117.849분을 갖으며 고도는 100km, 궤도 경사각은 90°를 갖는다(Lozier et al. 1998).

2017년 임무 설계를 위하여 우선 TLI 기동 가능 시간대의 해석을 실시하였다. TLI 기동 가능 시간대의 해석은 개발된 MAOP 모듈을 통해 이루어 졌으며 TLI 기동시 탐사선의 가시성이 대전지상국에서 확보되는 제한 조건을 준경우와 그렇지 않은 경우에 대한 해석을 각각 실시하였다. 그림 2는 탐사선의 TLI 기동시 대전 지상국과의 교신이 가능한 경우에 대한 해석을 위한 그래프이다. 그림 2의 가로축은 2017년 2월 15일 이후 시간(hour) 단위로 하루를 나타내며 세로축은 TLI 기동시의 위도 인수(Argument of latitude)를 나타낸다. 이때 산출된 시간은 Barycentric Dynamical Time(TDB)이다. 그림 2의 파선(dashed line)은 TLI 크기를 나타내며 점선(dotted line)은 달궤도 도착시 탐사선이 달궤도 속도로 진입을 위해 요구되는 속도차를 나타내는 V_{inf} 의 크기, 실선(solid line)은 대전 지상국에서 탐사선을 관측 할 경우의 고도각(elevation angle)을 나타낸다. 또한 점실선(dotted solid line)은 TLI 기동시 탐사선의 경도(longitude) 위치를 나타낸다. 그림 2에서 나타나듯이 대전 지상국을 고려하지 않고 TLI 기동을 할 경우, TLI 속도 변화(Delta-V)와 달 도착 시 V_{inf} 크기가 가장 작은 시간대는 약 2017년 2월 15일 0h 근처임을 알 수 있다. 이 때 TLI 기동 크기의 범위는 약 3.120km/s ~ 3.140km/s, 달 도착 시 V_{inf} 크기의 범위는 약 0.932km/s ~ 0.934km/s이다. 또한 TLI 기동시 위도 인수(Argument of latitude)의 범위는 약 13° ~ 24° 임을 알 수 있다. 이에 반해 TLI 기동시 대전 지상국과의 통신을 고려할 경우, 즉 기동시 대전 지상국에서 관측된 탐사선의 고도각이 8°(대전 지상국에서의 탐사선을 관측하기 위한 최소한의 고도각을 8°로 가정하였음) 이상일 경우, TLI 속도 변화(Delta-V)와 달 도착 시 V_{inf} 크기가 가장 작은 시간대는 약 2017년 2월 15일 9h ~ 12.5h의 범위를 갖는 것을 알 수 있다. 이 때 TLI 기동의 크기는 3.150km/s ~ 3.200km/s, 달 도착 시 V_{inf} 크기는 0.940km/s ~ 0.944km/s, TLI 기동시 위도인수의 범위는 약 24.5° ~ 28°이며 탐사선의 경도 위치의 범위는 약 112° ~ 142° 임을 알 수 있다. 두 경우의 속도 변화(Delta-V)를 살펴보면, 대전 지상국을 고려하지 않았을 경우보다 고려했을 때 TLI 기동의 크기는 약 0.030km/s 정도 더 많이 요구됨을 알 수 있고, 달 도착시 V_{inf} 는 약 0.008km/s 정도 증가함을 확인하였다. N체 문제를 이용한 모듈인 OTAP 모듈을 이용하여 최적의 TLI 기동량을 최종적으로 산출하여 본 결과, 대전 지상국의 가시성을 고려한 경우 TLI 기동의 크기가 약 3.155km/s 으로 나타났다. 산출된 TLI 기동의 크기는 TLI 기동 시간대를 2체 문제만을 고려하여 도출한 그래프(그림 2)에서 이미 해석된 범위 즉, 3.150km/s ~ 3.200km/s 안에 포함됨을 확인 할 수 있다. 또한 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 고려하지 않았을 경우에도 산출된 TLI 기동의 크기가 약 3.114km/s 으로 그림 2에서 이미 해석된 범위(3.120km/s ~ 3.140km/s)와 거의 근접함을 알 수 있다. TLI 기동시 대전 지상국의 위치를 고려한 경우와 고려하지 않은 경우의 기동의 크기에 차이가 나는 가장 큰 원인은 TLI 기동이 주어지는 궤도상의 위치 차이로 인한 결과이다. 달 탐사를 위한 최적의 TLI 기동의 위치는 탐사선이 지구-달 천이 비행 궤적의 근지점에 위치 하였을때 즉, 진근점 이각이 약 0°를 가질 때이다. 하지만 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 부득이하게 고려하여야 할 경우, 최적의 TLI 기동 위치는 진근점 이각 약 6.47°에서 주어 짐을 알 수 있다. 반면 TLI 기동시 대전 지상국의 위치를 고려하지 않은 경우, TLI 기동의 위치는 진근점 이각 약 0.17°의 위치에서 일어나 TLI 기동 크기가 최소화됨을 알 수 있다. TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 고려함에 따라 발생하는 TLI 기동 크기의 손실(약 0.040km/s)에 의한 추가 요구 연료량을 계산하여보면 상단 고체킵모터의 Isp를 약 287sec로 고려하였을 때 약 12kg이다. 그림 3a는 TLI 기동시 대전 지상국을 고려한 경우에 대한 지구-달 천이 궤적의 지적선(ground track)을 보여주

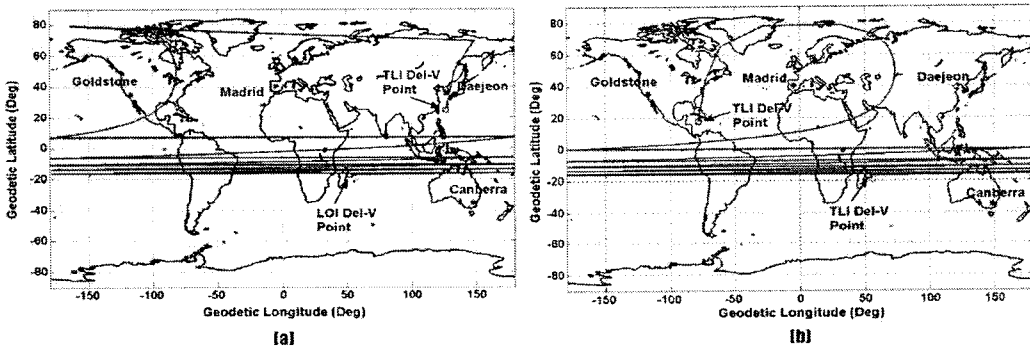


그림 3. 2017년 임무의 지구-달 천이 비행 궤적의 지상 궤적(ground track). (a) TLI 기동시 대전 지상국과 탐사선의 가시성을 고려한 경우, (b) 가시성을 고려하지 않은 경우. 가시성을 고려한 경우 TLI 기동이 한반도 부근에서 이루어짐을 쉽게 알 수 있다.

고 있으며 그림 3b는 대전 지상국을 고려하지 않은 경우에 대한 지적선이다. 그림 3a를 살펴보면 TLI 기동의 위치가 한반도 근처의 상공에서 이루어져 TLI 기동시 탐사선이 대전 지상국과 교신이 가능함을 알 수 있다. 반면 대전 지상국을 고려하지 않은 경우의 시뮬레이션 결과는 그림 3b에서 나타나 있듯이 TLI 기동의 위치가 북아메리카 남쪽 근처의 멕시코 부근에서 일어나고 있는 것을 쉽게 확인할 수 있다.

Lunar Prospector의 달 진입 궤도를 모사하여 시뮬레이션된 최적의 달 진입 설계 결과로는 약 0.353km/s LOI 기동이 첫 번째 포획 타원 궤도에 진입하기 위해 요구되는 것으로 나타났으며, 두 번째 기동(Apoluni Adjustment Meanuver, AAM)은 약 0.254km/s, 마지막 임무 수행 궤도인 원궤도로의 진입을 위해서는 약 0.245km/s의 세 번째 AAM 기동이 요구되어 총 약 0.853km/s의 기동이 달 포획을 위하여 요구되는 것으로 산출되었다. 하지만 이러한 결과는 동일한 달 진입 궤도를 모사한 송영주 외(2008b)의 결과와 다소 차이가 있음을 알 수 있다. 송영주 외(2008b)의 연구에서는 약 0.368km/s의 LOI 기동, 약 0.254km/s의 두 번째 AAM 기동 그리고 약 0.242km/s의 세 번째 AAM 기동이 요구되어 총 약 0.864km/s의 기동이 달 포획을 위하여 요구되는 것으로 산출되었다. 이처럼 두 결과가 차이를 보이는 가장 큰 이유는 탐사선의 근월점 도착시 속도 크기의 차이가 있기 때문이다. 이 논문에서 도출한 탐사선의 근월점 도달시 속도 크기는 약 2.486km/s이다. 하지만 송영주 외(2008b)의 근월점 도달시 속도 크기는 약 2.498km/s로 상호간에 약 0.012km/s의 차이가 있음을 알 수 있다. 즉, 탐사선의 근월점 도달시 속도 차이가 달 포획을 위하여 요구되는 전체 기동량 차이의 대부분의 값을 차지하고 있다. 이러한 결과의 가장 큰 요인은 탐사선이 근월점에 도착하는 시점의 달의 공전 속도와 탐사선의 비행 속도가 각기 다르기 때문이다. 아울러 상대적으로 적은 양이지만 시뮬레이션을 위해 고려된 섭동력의 차이에 의해서 기인된 결과이기도 하다. 그림 4는 탐사선이 달에 포획되어 임무 수행 궤도에 진입하는 일련의 과정을 보여 주고 있다. 앞서 설명된 KSLV-2의 발사성능과 도출된 기동량을 바탕으로 미래 한국이 발사 가능한 달 탐사선의 질량을 도출하여 본 결과, 약 532.6kg 상당의 달 탐사선을 우리나라는 쏘아 올릴 수 있다. 이때 탑재된 탐사선 자체의 엔진 Isp 값을 300sec로 가정하면 연료량(fuel mass)은 약 134.0kg 이고 탐사선 질량(dry mass)은 약 398.6kg이다.

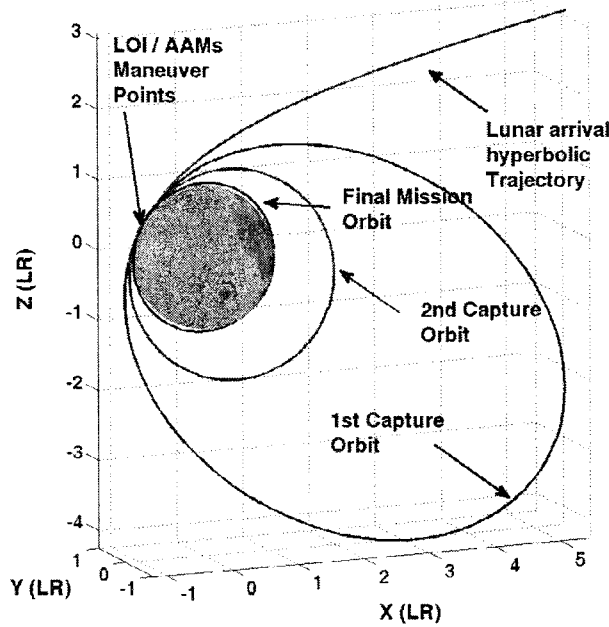


그림 4. 2017년 임무의 달 포획 과정의 모습. 최종 임무 수행 궤도로의 진입을 위한 일련의 포획과정은 Lunar Prospector 탐사선의 궤적을 모사 하였다.

3.3 2020년 임무 설계 - 지구정지천이궤도(GTO)에서 출발하고 1개의 고타원 중개궤도 이용

두 번째 임무 설계로는 우리나라의 달 탐사 임무에 대비, 2020년의 달 탐사 임무 설계를 실시하였다. 임무 설계시 가정된 초기 지구 주차궤도는 KSLV-2 발사체의 궤도 투입성능을 고려, 궤도 경사 각 80° , 근지점 고도 200km, 원지점 고도 35,786km 인, 지구정지천이궤도(GTO) 형태의 궤도로 가정하였다. 또한 상단 고체 키크모터를 사용하여 지구정지천이궤도(GTO)에 투입 가능한 위성의 총 질량은 850kg이 되는 것을 가정하였다(주광혁 외 2008). 2020년 임무 설계는 순간 추력으로 달에 도달하는 방법 중 다중 타원 중개 궤도를 이용하였다. 시뮬레이션에서 가정된 중개궤도는 총 1개로 탐사선은 초기 주차 궤도인 GTO 형식의 궤도를 거친 뒤, 원지점 고도 약 270,000 km인 고타원 중개궤도에 진입하는 것으로 가정하였다. 가정된 고타원 중개궤도의 원지점 고도는 인도의 달 탐사선인 찬드라얀-1호의 마지막 중개궤도의 고도(Datta & Chakravarty 2008)로 가정하였다. 따라서 가정된 지구 출발 단계의 비행 궤적을 정리하여 보면, 탐사선은 우선 GTO 형식의 초기 주차 궤도에 진입하고, 초기 주차 궤도의 근지점 부근에서 고타원 중개궤도로 진입을 위하여 첫번째 궤도 천이 기동(1st Delta-V)을 실시하게 된다. 첫번째 궤도 천이 기동을 통하여 고타원 중개궤도에 진입한 탐사선은 일정 기간동안 고타원 중개궤도에 머물다 비로소 지구-달 천이 궤적의 진입을 위한 TLI 기동을 실시하게 된다. 2020년 임무 설계는 탐사선의 달 포획부터 임무 수행 궤도 진입을 위한 모든 일련의 과정을 인도의 달 탐사선인 찬드라얀-1호의 달 포획궤도를 모사하여 시뮬레이션 하였다. 찬드라얀-1호의

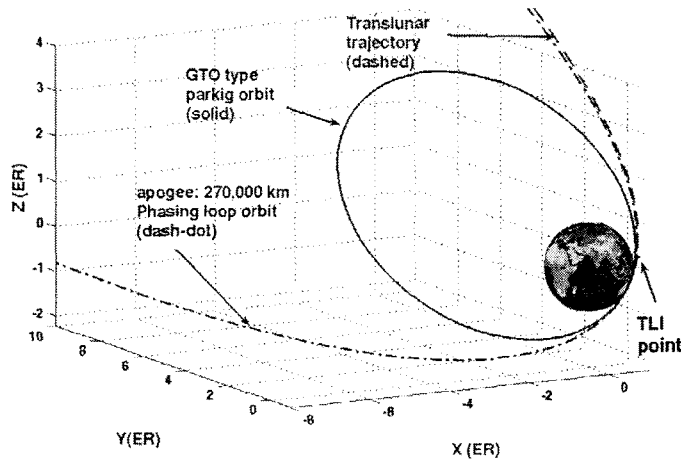


그림 5. 지구정지천이궤도(GTO)에서 출발하고 1개의 고타원 증개궤도 이용한 2020년 임무의 지구 출발 비행 궤적(TLI 기동시 대전 지상국에서 관측이 가능한 경우)의 모습.

달 포획궤도는 근월점 고도 100km을 기준으로 첫 번째 원월점 고도는 7,500km, 두 번째 원월점 고도는 250km, 마지막 임무궤도는 궤도 경사각 90°, 고도 100km인 원 궤도이다(Datta & Chakravarty 2008).

앞서 설명된 것처럼 탐사선은 초기 GTO 형식의 주차 궤도에서 고타원 궤도로의 천이를 위하여 궤도 천이 기동을 우선 실시하게 된다. 하지만 이 기동의 위치와 시기 그리고 크기는 지구-달 천이 궤적으로의 진입을 위하여 고타원 궤도의 근지점 부근에서 주어지게 되는 최적의 TLI 기동 특성에 따라 영향을 받게 된다. 따라서 TLI 기동 특성에 대한 해석이 우선 이루어져야 한다. 이에 TLI 기동 특성에 대한 해석이 우선 실시되었으며 2020년의 임무 설계 역시 2017년 임무와 마찬가지로 대전 지상국에서의 탐사선의 가시성을 고려, TLI 기동 가능 시간대를 산출하고 해석하였다. 2017년의 임무 설계 결과와 동일한 방법을 이용하여 TLI 기동 가능 시간대를 분석하여 본 결과, TLI 기동의 크기와 달 도착 시 V_{inf} 크기가 가장 작은 시간대가 약 2020년 11월 2일 8h ~ 10h 근처임을 확인 하였다. 또한 이 때 TLI 기동 크기의 범위는 약 0.042km/s ~ 0.043km/s, 달 도착 시 V_{inf} 크기의 범위는 0.964km/s ~ 0.965km/s, TLI 기동의 진근점 이각 범위는 약 38° ~ 41°, 그리고 이때의 탐사선 위치 경도의 범위는 약 117° ~ 142°으로 계산 되었다. 이에 반해 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 고려하지 않은 경우, TLI 기동의 크기는 약 0.037km/s, 달 도착 시 V_{inf} 크기의 범위는 약 0.960km/s ~ 0.962km/s, TLI 기동시 진근점 이각의 범위는 약 0° ~ 10°으로 나타나 대전 지상국을 고려하지 않았을 경우보다 고려했을 때의 TLI 기동이 약 0.005km/s 정도 더 많이 필요하고, V_{inf} 는 약 0.002km/s 증가함을 알 수 있었다. N체 운동 방정식을 이용하여 비행궤적의 최적화를 수행하는 모듈인 OTAP 모듈을 통하여 임무 해석을 실시한 결과, TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 고려할 경우, 약 0.041km/s의 기동이 요구되는 것으로 파악 되었다. 하지만 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 고려하지 않은 경우 요구되는 TLI 기동의 크기를 산출해 본 결과, 약 0.038km/s으로 약 0.003km/s의 손실이 있음을 알 수 있다. TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 고려함에 따라 발생하는 TLI 기동 크기의 손실에 의

표 1. TLI 기동 직전의 대전 지상국을 고려한 경우에 대하여 산출된 지구-달 천이 비행 궤적의 궤도요소와 TLI 기동이 이루어지는 위치.

Parameters		Values
TLI Del-V time (TBD) (dd:mm:yyyy hh:mm:ss)		02-Nov-2020 08:52:03
Earth-Moon transfer orbit characteristics	Semimajor axis (km)	141,924.295
	Eccentricity	0.953
	Inclination (deg)	79.24
	Argument of perigee (deg)	335.33
	Right ascension of the ascending node (deg)	309.65
	True anomaly (deg)	39.30
TLI locations	Longitude (deg)	136.74
	Latitude (deg)	14.37
	Elevation angle seen from Deajeon station (deg)	9.88

한 추가 요구 연료량을 계산하여보면 탐사선에 탑재된 추력기의 Isp를 약 300 sec로 가정하였을 때 약 0.6kg이다. GTO 형태의 초기 주차궤도를 포함한 모든 지구 출발 단계를 해석하여 본 결과, GTO 형태의 초기 주차궤도에서 탐사선은 2020년 10월 27일 08:05:08(TDB)에 약 0.641km/s의 첫 번째 궤도 천이 기동을 주어 고타원 궤도로 진입을 한다. 고타원 궤도에 진입한 탐사선은 약 6.03일 동안 고타원 궤도에 머물다 2020년 11월 2일 08:52:03(TDB)에 약 0.041km/s의 TLI 기동을 주어 지구-달 천이 궤도에 진입하게 된다. 지구-달 천이 궤도에 진입한 탐사선은 약 4.88일 후 즉, 2020년 11월 7일 05:59:29(TDB)에 달 중심의 근월점에 도달하여 달 포획을 위한 첫 번째 기동(1st LOI)을 실시하며 이 기동의 크기는 약 0.383km/s이다. 이에 초기 지구 주차 궤도를 벗어나 달 진입을 위한 첫 번째 포획 기동 까지 소요되는 시간은 약 10.91일 이다. 현재 제시된 결과는 탐사선이 마지막 중개궤도 즉, 고타원 궤도에서 지구-달 천이 궤도로의 진입을 위한 TLI 기동시의 대전 지상국과의 가시성에 대한 분석만을 실시한 결과이다. 만약 탐사선이 GTO 형태의 궤도에서 고타원 궤도로의 천이를 위한 첫 번째 궤도 천이 기동시에도 대전 지상국의 가시성이 확보되어야 한다면 별도의 추가적인 가시성 확보를 위한 임무 설계 및 해석이 요구된다. 그림 5에서는 고타원 중개 궤도를 포함한 탐사선의 지구 출발시 비행 궤적의 모습을 보여 주고 있으며 표 1에서는 TLI 기동 직전의 대전 지상국을 고려한 경우에 대하여 산출된 지구-달 천이 비행 궤적의 궤도요소와 TLI 기동이 이루어지는 위치를 보여주고 있다. 앞서 설명된 KSLV-2의 발사성능과 도출된 기동량을 바탕으로 미래 한국이 발사 가능한 달 탐사선의 질량을 도출하여 본 결과, 탐사선 자체의 엔진의 Isp 값을 300sec로 가정한다면 약 850kg(연료량: 346.8kg + 탐사선 질량: 503.2kg) 상당의 달 탐사선을 보낼 수 있다.

3.4 2022년 임무 설계 - 한번의 TLI 기동으로 원궤도에서 직접 출발 또는 3개의 중개궤도 이용

2022년의 임무 설계는 KLSV-2를 이용, 고도 800km의 원궤도에 상단 고체 각모터의 무게를 포함하여 총 1.5ton의 투입이 가능하다는 가정하에 산출 하였으며 설정된 초기 원궤도의 궤도 경사각은 97°로 가정 하였다. 임무 설계는 한 번의 기동을 주어 달 천이 궤도에 직접 진입하는 방법(single shot)과 여러개의 중개궤도를 이용하여 달 천이 궤도에 진입하는 방법(multiple shot) 모두가 이루어졌다. 2017년과 2020년의 임무 설계는 초기 지구 주차 궤도의 형상과 TLI 기동시 대전 지상국의 가

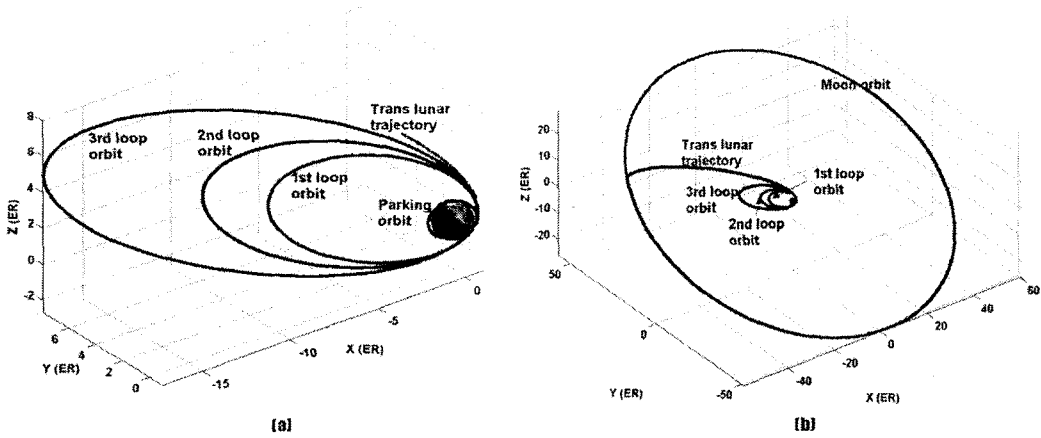


그림 6. 3개의 중개 궤도를 이용한 2022년 임무 궤적의 모습. (a) 중개 궤도의 자세한 모습, (b) 중개 궤도를 포함한 전체적인 지구-달 천이 궤적의 모습.

시성 확보에 따른 임무 설계 파라미터의 특성 분석에 초점을 두었다. 하지만 2022년의 달 탐사 임무 설계는 직접 천이 방식과 중개 궤도를 이용한 상호간의 방법의 차이에 따라 나타나는 임무 궤적상의 특성을 중점적으로 파악하는데 주목적을 두었다. 또한 수번의 중개 궤도를 거치는 동안 탐사선에 미치는 각종 섭동력들에 의한 영향 분석과 최적의 기동 위치 그리고 기동의 크기에 대한 분석이 중점적으로 이루어 졌다. 지구-달 천이 궤적으로의 진입을 위해 설정된 다양한 중개 궤도의 형상은 중국의 달 탐사선인 “Chang’e-1호”의 지구 출발 궤도를 모사하였다. 이에 총 3개의 중개 궤도를 이용하여 탐사선이 지구-달 천이 궤도로 진입하는 것으로 가정하였다. 가정된 중개 궤도의 근지점 고도는 모두 800km로 고정 하였으며, 원지점 고도는 각각 50,000km, 70,000km, 120,000km로 설정 하였다. 달 도착시 임무 궤도에 진입하기 위한 과정은 이미 3.2절에서 설명된 Lunar Prospector의 달 포획 궤도를 모사하여 진입하는 것으로 하였으며 목표한 최종 임무 궤도 역시 고도 100km의 경사각 90°인 원궤도로 하였다(Lozier et al. 1998). 2022년 임무 설계를 위하여 상단 고체 킥모터의 Isp는 약 290초로 가정(Lee et al. 2004) 하였으며 탐사선 자체 추력기의 Isp는 Lunar Prospector의 Isp 값인 220초로 가정하였다.

우선 초기 원궤도에서 직접 천이 방식을 이용하여 달 탐사 임무를 수행하는 경우를 살펴보았다. OTAP 모듈을 통하여 산출된 최적의 기동량의 결과, 2022년 4월 7일 13시 41분 47초(TDB)에 초기 지구 출발을 위하여 약 2.994km/s의 기동이 요구되며 달 도착후 임무 궤도에 진입하기 까지 총 0.864km/s의 기동이 요구되는 것으로 계산 되었다. 따라서 앞서 가정된 발사체의 성능을 이용한다면 약 351.3kg 상당(연료량: 115.9kg + 탐사선 질량: 235.4kg)의 달 탐사선을 보낼 수 있다. 탐사선의 직접 천이 방식이 아닌 여러 중개 궤도를 이용한 경우, 각 해당 중개 궤도로의 천이를 위한 탐사선의 기동 크기와 그 시기는 표 2에 나타나 있으며 그 비행 궤적의 모습은 그림 6에 보여지고 있다. 그림 6a는 중개 궤도의 모습을 자세하게 표현하고 있으며 그림 6b는 지구-달 천이 궤적을 포함한 전체적인 지구-달 천이 궤적의 모습을 보여주고 있다. 표 2에서 보여 지듯이 여러 타원 형태의 중개 궤도를

표 2. 여러 타원 중개 궤도를 이용한 임무 설계. 각 해당 중개 궤도로의 천이를 위한 기동의 크기 및 그 시기, 2022년 임무 설계 결과.

Del-V type	Del-V mag. (km/s)	Del-V time (TBD) (dd:mm:yyyy hh:mm:ss)	True anomaly of orbit at Del-V (deg)
1st Del-V (Parking orbit→1st orbit)	2.475	03-Apr-2022 20:35:08	0.00
2nd Del-V (1st orbit→2nd orbit)	0.152	04-Apr-2022 12:12:48	0.14
3rd Del-V (2nd orbit→3rd orbit)	0.173	05-Apr-2022 11:53:28	0.40
TLI Del-V (3rd orbit→Translunar trajectory)	0.194	07-Apr-2022 11:12:16	0.49
Overall Del-V mag. (1st+2nd+3rd+TLI)	2.993		

이용한 경우에도 탐사선을 지구-달 천이 비행 궤적에 진입시키기 위하여 요구되는 총 기동의 크기는 약 2.993km/s이다. 또한 탐사선이 달에 도착하여 임무 궤도에 진입하기 위하여 요구되는 총 포획 기동량 역시 약 0.865km/s로 직접 천이 방식을 이용한 경우와 거의 동일한 크기의 기동량이 요구 있다. 또한 산출된 탐사선의 총 무게 역시 351.5kg(연료량: 116.1kg + 탐사선 질량: 235.4kg)으로 거의 일치하고 있음을 알 수 있다. 하지만 여러 중개 궤도를 이용하여 탐사선이 최초로 달의 근월점에 도달 하기까지는 약 8.7일 정도의 기간이 소요됨으로서 약 5.1일 정도가 요구되었던 직접 천이 방식보다 약 3.6일 정도의 기간을 지구 근점의 중개 궤도에 머무르는 것으로 파악 되었다. 아울러 지구 비대칭 중력장 및 지구, 달, 태양, 그리고 태양풍에 의한 섭동하에서도 탐사선이 여러 타원 중개 궤도로 천이를 하기 위한 기동을 주는 최적의 시점은 해당 궤도의 진근점 이각이 약 0°가 되는 부근에서 이루어져 기동량을 최소화하고 있음을 확인하였다. 각 기동별 진근점 이각의 변화는 표 2에서 보여지고 있다. 2022년 임무 설계에서는 초기 지구 출발을 위한 주차 궤도의 형상에 변화를 줌으로써 이로 인한 달 탐사선의 임무 설계 파라미터의 변화에 대한 분석을 실시하였다. 지구 주차궤도에서 한번의 순간추력을 주어 지구-달 천이 궤적이 진입하는 방식인 직접 천이 방식을 이용하여 설계된 탐사선의 질량 특성과 여러번의 중개 궤도를 거쳐 달의 임무 궤도에 도달하는 방식을 이용한 경우 해석된 탐사선의 질량 특성에는 거의 차이가 없음을 알 수 있었다. 이러한 결과는 궤도 천이를 위한 에너지 변화의 측면에서 보았을 때 당연한 결과이다. 즉, 궤도 천이를 위하여 요구되는 총 에너지의 변화량은 천이하고자 하는 상호 궤도의 고도와 이때 요구되는 속도의 변화량에 연관되어 있기 때문이며 이러한 관계는 잘 알려진 활력 방정식(vis-viva equation)을 통해 쉽게 확인이 가능하다.

3.5 각 년도별 임무 설계 결과의 비교 분석

이 절에서는 이미 3.2~3.4절에서 언급된 각 년도(2017년, 2020년, 2022년)별 각종 임무 파라미터의 설계 결과를 정리, 비교 분석 하였다. 이에 표 3에서는 각 년도별로 도출된 임무 파라미터의 산출 결과를 자세하게 정리하여 보여주고 있다. 이미 언급되었듯이 우리나라가 쏘아 올릴 수 있는 달 탐사선의 총 질량 변화는 임무 년도별로 각각 다르게(2017년 약 533kg, 2020년 약 850kg, 2022년 약 356kg) 나타났다. 이처럼 달 탐사선의 총 질량 변화에 기인하는 가장 큰 원인은 초기 가정된 지구 주

표 3. 각 해당 년도(2017, 2020, 2022)별 설계된 각종 임무 설계 파라미터의 산출 결과.

Parameters		Values			
Assumed KSLV-2 capability		2.6 ton at LEO including upper stage	850 kg S/C at GTO	1.5 ton at LEO including upper stage	1.5 ton at LEO including upper stage
LTT (Lunar Transfer Trajectory) type		single shot	multiple shot	single shot	multiple shot
TLI(Trans Lunar Injection) maneuver date (TDB)		2017-2-15 11:05:41	2020-11-2 08:52:03	2022-4-7 13:41:47	2022-4-7 11:12:16
1st LOI (Lunar Orbit Insertion) maneuver date (TDB)		2017-2-20 03:35:03	2020-11-7 05:59:29	2022-4-12 16:06:50	2022-4-12 14:01:58
Visibilities from Deajeon station at TLI	Visibilities	yes	yes	no	no
	S/C longitude (deg)	127.01	136.74	x	x
	S/C latitude (deg)	24.72	14.37	x	x
	S/C elevation angle (deg)	8.00	9.88	x	x
Earth Departure initial orbit characteristics	Orbit type	Circular	GTO	Circular	Circular
	perigee × apogee (km)	300 × 300	200 × 35,786	800 × 800	800 × 800
	inclination (deg)	80	80	97	97
Earth Departure intermediate orbit characteristics	initial orbit type	LEO	GTO	LEO	LEO
	1st loop (perigee × apogee, km)	x	≈ 200 × 270,000	x	≈ 800 × 50,000
	2nd loop (perigee × apogee, km)	x	x	x	≈ 800 × 70,000
	3rd loop (perigee × apogee, km)	x	x	x	≈ 800 × 120,000
	final	LTT	LTT	LTT	LTT
Lunar Capture intermediate orbit characteristics	Type	Lunar prospector	chandrayaan-1	Lunar prospector	Lunar prospector
	1st loop (perilune × apolune, km)	≈ 100 × 8,710	≈ 100 × 7,500	≈ 100 × 8,710	≈ 100 × 8,710
	2st loop (perilune × apolune, km)	≈ 100 × 1,830	≈ 100 × 250	≈ 100 × 1,830	≈ 100 × 1,830
	final	LLO	LLO	LLO	LLO
Final Mission orbit characteristics	Orbit type	circular	circular	circular	circular
	peri. × apo. (km)	100 × 100	100 × 100	100 × 100	100 × 100
	inclination (deg)	90	90	90	90
S/C approach velocity	at perilune (km/s)	2.486	2.494	2.498	2.499
Delta-V characteristics	for departing loops (km/s)	x	0.641	x	2.800
	for TLI (km/s)	3.155	0.041	2.994	0.194
	overall for departure (km/s)	3.155	0.682	2.994	2.994
	overall for capture (km/s)	0.853	0.860	0.864	0.865
	overall for mission (km/s)	4.008	1.542	3.858	3.859
upper stage characteristics	assumed Isp (sec)	287	850 kg S/C at GTO	290	290
	Fuel mass (kg)	1,752.1	by using	976.3	976.2
	Dry mass (kg)	315.3	upper stage	172.3	172.3
	Overall mass (kg)	2,067.4		1,148.6	1,148.5
S/C characteristics	assumed S/C	300	300	220	220
	on board Isp (sec)				
	Fuel mass (kg)	134.0	346.8	115.9	116.1
	Dry mass (kg)	398.6	503.2	235.4	235.4
	Overall mass (kg)	532.6	850.0	351.3	351.5

차 궤도의 형태와 가정된 발사체의 초기 능력이다. 초기 주차 궤도의 형상이 원궤도이며 직접 천이 방식을 이용하는 2017년과 2022년 임무 설계 결과를 직접 비교해 보자. 우선 두임무 경우, 지구-달 천이 궤적으로의 진입을 위해 각각 약 3.155km/s와 약 2.994km/s의 TLI 기동이 요구됨을 알 수 있다. 두 기동 크기의 차이는 약 0.161km/s이며 이는 지구 출발 초기 궤도의 고도 차이로 인하여 나타난 결과이다. 실제로 2017년의 결과 중 TLI 기동시 대전 지상국의 가시성을 고려하지 않은 경우의 최적의 TLI 기동 크기는 약 3.114km/s(3.2절 참고)로 2022년의 TLI 기동 크기와 약 0.120km/s의 차이를 보인다. 이러한 결과는 궤도 천이의 기본 개념인 “호만 천이(Hohmann Transfer)”를 이용하여 쉽게

확인이 가능하다. 호만 천이 개념을 이용하여 그 차이를 확인한 결과, 초기 지구 출발 궤도의 초기 고도가 각각 300km와 800km일 때 380,000km의 원궤도로 가정된 달 궤도로 천이하기 위한 Del-V의 차이는 약 0.117km/s 임을 쉽게 확인 할 수 있다. 아울러 달에 도착한 탐사선이 최종 임무 수행 궤도로의 진입을 위해 어떠한 형태의 중개 궤도를 이용하더라도 최종 목표 궤도의 조건(고도)만 동일하다면 달 포획을 위해 요구되는 총 에너지의 크기에는 변화가 없음을 알 수 있다. 실제로 표 3에서 보듯이 각 년도별로 탐사선이 달에 포획되기 위하여 요구되는 총 기동의 크기는 2017년에 약 0.853km/s, 2020년에 약 0.860km/s 그리고 2022년에 약 0.864km/s로 다소 차이가 있는 것으로 보인다. 하지만 탐사선이 달의 근월점에 도착하여 처음으로 LOI 기동을 주는 순간에서의 탐사선 초기 궤도 속도를 살펴보면, 달 포획을 위해 요구되는 총 기동의 크기 차이와 거의 동일한 수준만큼의 초기 궤도 속도 차이가 있음이 쉽게 확인이 가능하다. 이처럼 산출된 결과를 종합하여 보면, 달 탐사를 위하여 요구되는 총 에너지는 해당 임무의 수행 시기 보다는 초기 지구 출발 궤도의 고도, 그리고 발사체의 초기 궤도 투입 성능에 따라 더욱 크게 좌우됨을 쉽게 알 수 있다.

4. 결 론

이 연구에서는 미래 한국의 달 탐사 임무를 대비, 다양한 달 비행 궤적을 갖는 가상의 달 궤도선 임무 시나리오를 설정하고 이를 바탕으로 지구-달 천이 궤적을 설계 하였다. 가상의 달 궤도선 임무 설계를 위하여 개발된 알고리즘은 보다 실질적인 우주 환경 모사를 위하여 지구의 비대칭 중력장, 태양풍, 지구, 태양, 달, 달의 J2의 섭동력에 의한 영향을 포함하여 탐사선의 정밀한 운동방정식을 구성 하였다. 개발된 알고리즘을 이용하여 미래 한국의 2017년, 2020년, 2022년의 가상 달 탐사 임무를 설계/분석 하였다.

임무 설계 결과, 향후 우리나라가 발사할 수 있는 달 탐사선의 총 질량은 초기 주차 궤도의 형태와 발사체의 성능에 따라 약 350kg ~ 850kg의 다양한 범위를 가질 수 있다. KSLV-2가 발사체 상단 로켓을 포함하여 총 1.5ton을 고도 800km의 저궤도에 진입 시킬 수 있는 경우는 연료를 포함해서 약 350kg의 탐사선을 달에 보낼 수 있으며, 상단 로켓을 포함하여 총 2.6ton을 고도 300km의 저궤도에 진입 시킬 수 있는 경우는 약 530kg의 탐사선을 달에 보낼 수 있다. 또한 상단 로켓을 이용하여 GTO 형식의 초기 궤도에 탐사선을 진입 시킬 경우는 약 850kg의 탐사선을 달에 보낼 수 있다.

성공적인 달 탐사 임무를 위한 가장 중요한 기동이라 할 수 있는 TLI 기동시 대전 지상국에서의 탐사선의 가시성을 확보하여야 한다면 적게는 수 m/s에서 많게는 수십 m/s의 기동 손실이 야기 될 수 있다. 이밖에도 탐사선을 지구 주차 궤도상에서 직접 천이 시키는 방법 혹은 여러번의 중개 궤도를 이용하는 방법의 차이에 따라 달 탐사 임무시 소요되는 에너지 변화의 차이는 거의 없음을 확인 하였다. 이에 향후 우리나라가 쏘아 올릴 수 있는 탐사선의 총 질량은 해당 임무의 수행 시기보다 초기 지구 출발 궤도의 고도 그리고 발사체의 초기 궤도 투입 성능에 따라 더욱 크게 좌우되게 된다.

감사의 글: 이 연구는 한국항공우주연구원의 “달 탐사 위성 체계 연구(과제번호:FR08510)”의 지원에 의해서 수행 되었습니다.

참고문헌

김해동, 주광혁, 최기혁, 이상률, 심은섭 2008, 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집 (서울: 한

- 국항공우주학회), p.1297
- 박재우 2007, 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집 (서울: 한국항공우주학회), p.1525
- 박재우 2008, 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집 (서울: 한국항공우주학회), p.1476
- 송영주, 박상영, 최규홍, 심은섭 2008a, 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집 (서울: 한국항공우주학회), p.1471
- 송영주, 박상영, 최규홍, 심은섭 2008b, 한국항공우주학회지, 36, 357
- 송은정, 박창수, 조상범, 노응래, 주광혁, 최남미, 이상률 2008, 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집 (서울: 한국항공우주학회), p.1311
- 이동현, 방효충 2007, 한국항공우주학회지, 35, 647
- 이동현, 최윤혁, 방효충 2008, 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집 (서울: 한국항공우주학회), p.1480
- 주광혁, 노응래, 이상률 2008, 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집 (서울: 한국항공우주학회), p.1305
- Datta, J. & Chakravarty, S. C. 2008, Chandrayaan-1 India's First Mission to Moon (Bangalore: Space Science Office, ISRO Headquarters), p.46
- Gedeon, G. S. 1965, AIAA Journal, 3, 149
- Gill, P. E., Murray, W., & Saunders, A. 2002, User's Guide for SNOPT Version 6, A Fortran Package for Large-Scale Nonlinear Programming (California: Stanford University), pp.3-105
- Kemble, S. 2006, Interplanetary Mission Design Handbook (Chichester: Springer), pp.28-35, pp.43-49
- Lee, E.-S., Chang, K.-S., & Park, C. 2004, KSAS International Journal, 5, 54
- Lozier, D., Galal, K., Folta, D., & Beckman, M. 1998, Lunar prospector mission design and trajectory support. In Proceedings of the AAS/GSFC International Symposium on Space Flight Dynamics, ed. T. H. Stengle (Virginia: American Astronautical Society Publication), p.297
- Montenbruck, O. & Gill, E. 2000, Satellite Orbits Models, Methods, and Applications (New York: Springer), pp.77-79
- Song, Y.-J., Park, S.-Y., Choi, K.-H., & Sim, E.-S. 2009, Advances in Space Research, 43, 1391
- Standish, E. M. 1998, JPL Planetary and Lunar Ephemeris, DE405/LE405 (California: JPL), pp.1-6
- Tapley, B. D., Watkins, M. M., Ries, J. C., Davis, G. W., Eanes, R. J., Poole, S. R., Rim, H. J., Schutz, B. E., Shum, C. K., Nerem, R. S., Lerch, F. J., Marshall, J. A., Klosko, S. M., Pavlis, N. K., & Williamson, R. G. 1996, J. Geophysical Research, 101, 28029