

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(12), 950-958(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.12.950>

직접 전이궤적을 이용한 한국형 달 궤도선 임무설계 및 분석

최수진*, 송영주**, 배종희*, 김은혁*, 주광혁*

Design and Analysis of Korean Lunar Orbiter Mission
using Direct Transfer Trajectory

Su-Jin Choi*, Young-Joo Song**, Jonghee Bae*, Eunhyeuk Kim* and Gwanghyeok Ju*

Lunar Exploration System Team, Korea Aerospace Research Institute*

Ground System Development Team, Korea Aerospace Research Institute**

ABSTRACT

The Lunar orbiter is expected to be inserted into a ~300km low Earth orbit using Korea Space Launch Vehicle-II(KSLV-II). After the states are successfully determined with obtained tracking data, the Trans Lunar Injection(TLI) burn has to be done at appropriate epoch to send the lunar orbiter to the Moon. In this study, we describe in detail the mission scenario of the Korean lunar orbiter from the launch at NARO Space Center to lunar orbit insertion(LOI) stage following direct transfer trajectory. We investigate the launch window including launch azimuth, delta-V profile according to TLI and LOI burn positions. We also depict the visibility conditions of ground stations and solar eclipse duration to understand the characteristics of the direct transfer trajectory. This paper can be also helpful not only for overall understanding of ΔV trend by changing TOF and coasting time but for selecting launch epoch and control parameters to decrease fuel consumption.

초 록

달 궤도선은 한국형발사체(KSLV-II)에 실려 지구 저궤도에 투입된 후, 지상 안테나를 이용한 달 궤도선의 추적데이터 획득 및 궤도결정 과정을 거쳐 적절한 시점에서 TLI(Trans Lunar Injection) 엔진을 점화시켜야 한다. 본 논문은 달 궤도선을 나로우주센터에서 발사하여 달 궤도에 진입하기까지 여러 단계로 나누고 발사 방위각 및 발사창 분석부터 TLI 및 LOI(Lunar Orbit Insertion) 분사 위치에 따른 속도증분(ΔV) 그리고 가시성 및 식 기간 분석까지 수행하여 직접 전이궤적의 전반적인 특성을 분석하였다. 본 논문은 향후 달 임무 설계 시 관성비행 기간 및 전이기간에 따라 속도증분이 어떻게 변하는지에 대한 전반적인 내용을 파악하는데 도움이 되고, 발사 시각 선정과 연료소모를 줄일 수 있는 파라미터 선정에 도움을 줄 것으로 판단된다.

Key Words : Lunar Orbiter(달 궤도선), Direct Transfer Trajectory(직접 전이궤적), TOF(전이기간), Trans Lunar Injection(TLI, 달 전이 투입), Lunar Orbit Insertion(LOI, 달 궤도 진입), ΔV (속도 증분), Visibility(가시성), Eclipse(식)

† Received: July 18, 2013 Accepted: November 12, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>

* Corresponding author, E-mail : jin5864@kari.re.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

1957년 인류의 첫 번째 인공위성인 스푸트니크(Sputnik)가 발사된 이래로 달 탐사를 위한 경쟁이 미국과 소련으로부터 시작되었다. 소련은 1959년 Luna 1, 2, 3을 차례대로 발사함으로써 달 탐사의 선구자 역할을 하기 시작했다. 그리고 1966년에 무인 탐사선을 달에 착륙시킴으로써 미국과의 경쟁에서 앞서나가기 시작했다. 미국은 이를 만회하기 위해 Apollo 프로그램을 가동하여 1969년 최초의 유인 우주인을 달에 보내 뒤쳐졌던 기술력 및 자존심을 회복하게 된다. 이러한 두 나라의 경쟁은 달 탐사에 대한 관심을 가속화하고 달에 대한 지식을 인류에게 제공하는데 큰 기여를 했다.

달에 진입하기 위한 궤적 중 직접 전이궤적은 달에 진입하기 위한 전이기간이 4~6일 정도로 짧고 궤적설계가 비교적 간단하여 Lunar Prospector[1] 및 LRO[2]의 임무에 적용되었고, 위상 전이궤적은 달에 진입하기 위한 전이기간이 약 2~3주 정도인 2.5 위상전이 방식이 많이 사용되었다. Clementine[3] 과 SELENE[4]가 이 방식을 사용하였으며, LOI 단계에서는 이원추진제 시스템과 단일추진제 시스템의 복합으로 구성된 이중모드 시스템을 이용하였다[5]. WSB[6]는 달에 진입하기 위한 전이기간이 약 3~4달로 길고 지구에서부터 150만 km까지 멀어지므로 발사체의 목표점 투입 정밀도가 상당히 높아야 하고 먼 거리에서 지상국과 통신을 해야 하기 때문에 통신계를 보강해야 하는 부담이 있다. 하지만 LOI의 속도증분을 약 25%정도 감소시켜 탐사선의 탑재체 질량을 증가시킬 수 있는 장점이 있다. Hiten[7]과 GRAIL[8] 위성이 이 궤적을 이용하여 달에 진입하였다. 나선 전이궤적은 달에 진입하기 위한 전이기간이 약 1년 이상이며 비추력이 높은 전기추진계를 이용하여 탐사선의 궤도를 달 고도까지 증가시키는 방식으로 저추력으로 달 궤도에 진입할 수 있으며, SMART-1[9]위성이 이 궤적을 이용하여 달에 진입하였다.

직접 전이궤적은 달 탐사 초창기에 많이 활용되었으며, 최근에도 임무의 목적에 따라 이 방식이 선택되고 있다. 발사장의 위치 및 발사 방위각에 따라 발사체가 부담해야 하는 속도가 달라지고 지구 저궤도로 투입되는 달 궤도선의 경사각이 달라지기 때문에, 대한민국의 나로우주센터에서 달 궤도선을 발사할 경우를 기준으로 다양한 파라미터에 대한 분석이 요구되었다. 또한 지구 저궤도에 투입 이후 관성비행 기간에 따라서

지구의 상승교점 또는 하강교점을 통해 지구-달 전이궤도로 투입이 되며, TLI 및 LOI를 수행하는 시점과 전이기간 그리고 발사일에 따라서 요구되는 속도증분이 달라지기 때문에, 향후 발사될 궤도선의 발사시점을 선정하는데 이러한 정보들이 필수적이다. 이러한 궤적들과 이용 가능한 지상국간의 가시성 및 해당 궤적에서의 식 특성을 종합적으로 분석하면 가장 적합한 발사 시점을 찾는 데 도움이 된다.

본 논문은 2020년부터 1년 동안 한국형 달 궤도선이 고흥 나로우주센터에서 발사되어 직접 전이궤적을 통해 달 궤도에 진입하기까지의 과정을 시뮬레이션 하였고 다양한 항목에 대한 분석 결과를 기술하였다. 2.1절에는 직접 전이궤적의 특성을, 2.2절에는 달 궤도선의 임무 시나리오, 2.3절에는 발사 방위각 및 발사창 분석, 2.4절에는 관성비행 기간에 따른 분석, 2.5절에는 전이기간에 따른 속도증분의 경향분석, 2.6절에는 TLI 및 LOI 수행 위치 조합에 따른 속도증분의 경향분석, 2.7 및 2.8절에는 가시성 및 식 분석 결과를 기술하였다.

II. 본 론

2.1 직접 전이궤적의 특성

직접 전이궤적은 Fig. 1에 나타난 바와 같이 킥 모터와 같은 화학추진시스템을 이용하여 달 궤도선을 지구대기궤도(Earth Parking Orbit)에서 지구-달 전이궤적으로 투입한 후 약 3~5일의 전이기간을 거쳐 달 궤도에 진입하는 것을 말한다. Table 1에 나타난 바와 같이 달 궤도 진입시간이 짧고 임무설계가 비교적 단순하며 하루에 2회의 발사기회가 있어 주로 초기 달 탐사에 많이 활용되었다.

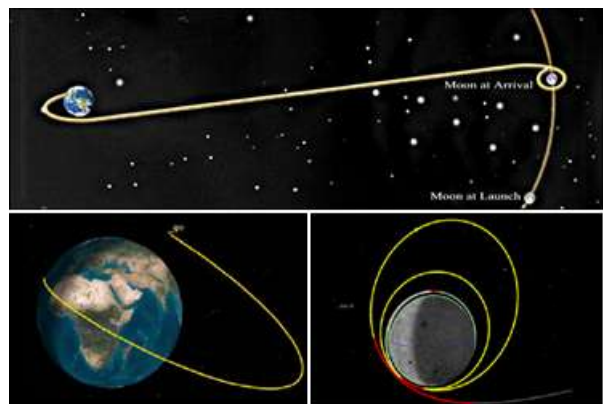


Fig. 1. Direct Transfer Trajectory Example[LRO]

Table 1. Direct Transfer Trajectory Characteristics[6]

특징	직접 전이궤적
발사체 투입궤도	지구 저궤도 또는 달 전이궤도
달 궤도 진입시간	1주일 이내
임무설계특징	단순 임무설계
발사 가능 횟수	1일 2회
궤도선 추진시스템	키토터 + 단일/단일
단점	발사일 선택폭 제한
달탐사 적용사례	아폴로, LRO, 루나 프로스펙터

2.2 달 궤도선 임무 시나리오

본 논문에서는 달 궤도선이 고흥 나로우주센터에서 발사되어 지구대기궤도에서 관성비행을 수행하다가 TLI 점화 이후 약 3~6일의 전이궤적을 지나 달 궤도에 진입하는 것으로 임무를 가정하였다. Table 2와 같이 시나리오를 작성하고 STK/Astrogator®[10]를 이용하여 시뮬레이션(지구중력장[WGS84&EGM96 21X21], 대기항력[Jacchia-Roberts], 태양복사압[Dual Cone] 및 지구와 달 등의 섭동력[Sun, Earth, Moon]도 포함)을 수행하였다. 한국형발사체(KSLV-II)는 무게가 550kg인 달 궤도선과 TLI엔진을 고도 300km인 원궤도로 투입시킬 수 있으며[11], 발사 시 안전거리(Range Safety) 등의 이유로 경사각이 80°인 궤도로 투입된다.

Table 2. Lunar Orbiter Mission Scenario

단계	내용	비고
1	발사	고도 : 300km 경사각 : 80° 이심률 < 0.01
2	대기궤도	관성비행(Coasting)
3	TLI Burn 수행	순간 추력
4	전이궤적 진입	전이시간 : 3~6일
5	LOI Burn 수행	순간 추력
6	달 궤도 진입	고도 : 100km 경사각 : 90° 이심률 < 0.01

달 궤도선을 목표한 달 궤도(달 중심 경사각 90° 및 고도 100 km)에 진입시키기 위해서는 경계치 문제를 수치적으로 풀어야 한다. 이를 위해 Newton Raphson 기법이 적용된 Differential Corrector Solver[12]를 이용하였다. 이때 발사시각, 대기궤도에 머무르는 기간, TLI 및 LOI ΔV 가 제어변수로 사용되었다. 실제로 LOI 점화는 유한추력(finite burn) 모델을 사용해야 하나 본 연구에서는 LOI 속도증분의 전반적인 경향을 우선적으로 파악 하고자 순간추력(impulsive burn)으로 가정하였다. 단, 순간추력을 사용하면 유한추력보다 요구되는 LOI ΔV 가 적게 나오기 때문에 향후 이 부분을 고려해야 한다.

2.3 발사 방위각 및 발사창에 따른 임무분석

발사 방위각(Launch Azimuth)이란 발사체를 발사할 때 발사장 경도의 정북으로부터 발사되는 속도벡터 사이의 각을 시계 방향으로 측정한 각도를 의미하며 일반적으로 발사 방위각이 90°일 때 발사체의 부담이 가장 적다[13]. 대한민국의 경우 동해 쪽이 발사 방위각이 90°인 방향이지만 일본이 위치해 있고, 나로우주센터의 비행안전(Range Safety) 측면 및 요기동이 없는 궤도 경사각에 대한 요구사항으로 지구대기궤도의 경사각이 약 80°로 제한이 되어 실제로 가용한 발사 방위각은 172° 정도의 값을 갖게 된다[14].

2.3.1 발사 방위각에 따른 발사체 종말속도 분석

발사 방위각에 따른 발사체의 종말속도를 분석하기 위해 발사 방위각을 0°부터 360°까지 변화해가면서 시뮬레이션을 수행 하였다. 그 결과 Fig. 2에 나타난 바와 같이 발사 방위각이 90°인 지점에서 요구되는 발사체의 종말속도가 가장 낮았다.

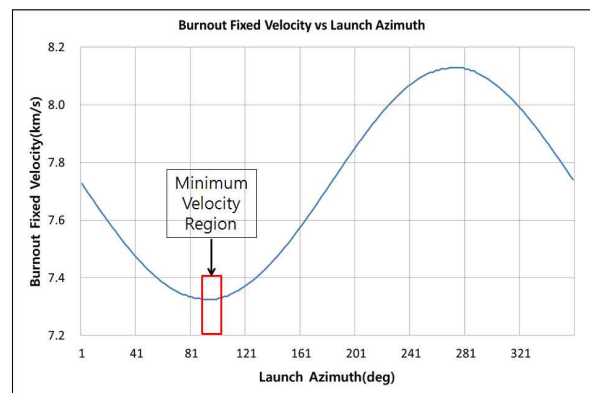


Fig. 2. Burnout Fixed Velocity vs Launch Azimuth

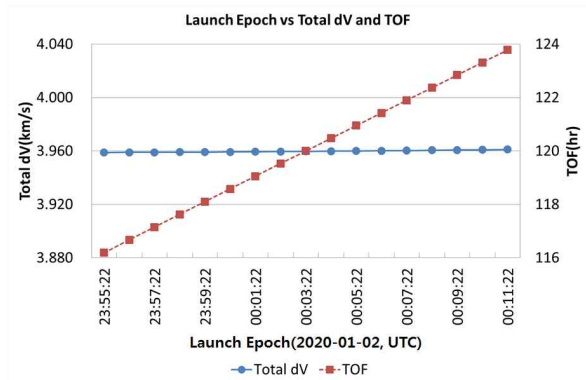


Fig. 3. Total dV and TOF according to Launch Epoch

2.3.2 직접 전이궤적의 발사창 분석

발사창은 기본적으로 일별 발사창(Daily Launch Window)과 월별 발사창(Monthly Launch Window)으로 분류된다. 일별 발사창은 24시간 중에 발사할 수 있는기간을 의미하고, 월별 발사창은 주어진 달이나 달 주기에 따라서 단지 몇 일로 제한이 되는 기간을 의미한다[13]. NASA의 Kennedy Space Center처럼 발사 방위각이 72° ~ 108°인 경우에는 일별 발사창이 몇 시간으로 길지만 나로우주센터처럼 발사 방위각이 제한된 경우에는 발사창이 수분 정도로 좁다. 즉, 수분 이내로 발사하지 못하면 다음 기회에 발사해야 한다.

시뮬레이션 결과에 따르면, 2020년 1월 1일을 기준으로 5일의 전이기간(TOF, Time of Flight)을 갖는 달 궤도선을 달 궤도에 진입시키기 위해서는 2020-01-02 00:02:22.475(UTC)에 발사를 해야 한다. 만약 발사시각이 임무설계를 통해 결정된 시간보다 빠르거나 늦어지게 되면 TLI 및 LOI를 수행할 때 요구되는 ΔV (속도증분)이 증가하게 된다. 하지만 직접 전이궤적에서 속도증분의 요구량을 3.96km/s로 유지하면서 발사창을 증가시키고자 한다면 지구-달의 전이기간을 줄이거나 늘리는 것으로 발사창을 늘릴 수 있다. Fig. 3은 발사시각을 줄이거나 늘릴 경우 요구되는 총 ΔV 및 전이기간을 보여준다. 발사시각이 기준 시각보다 빨라지면 전이기간이 짧아지고, 발사시각이 기준 시각보다 느려지면 전이기간이 길어진다. 또한 발사시각이 기준 발사시각보다 1분 지연 또는 앞설 때마다 전이기간이 약 30분정도 길어지거나 짧아져 발사시각이 전이기간에 미치는 영향이 크음을 알 수 있다.

2.4 관성비행 기간에 따른 분석

달 궤도선은 발사체에 의해 지구대기궤도에

진입한 후 지상 안테나를 이용하여 달 궤도선의 추적 데이터 획득 및 궤도결정 그리고 서브시스템의 상태 확인을 위해 지구대기궤도에서 일정기간 관성비행을 수행한다. 위성의 서브시스템에 문제가 없고 궤도결정 결과 발사체가 위성을 목표한 대기궤도에 진입시켰다면 달 궤도선의 임무궤도로 진입시킬 수 있는 시점을 계산하여 TLI 엔진을 점화해야 한다. 본 논문에서는 한국형발사체가 달 궤도선을 대기궤도에 진입시킨 후 TLI 엔진을 점화하기까지의 기간을 ‘관성비행 기간’이라고 정의하여 관성비행 기간에 따라 발사 시각, 위도인수 및 지상궤적을 분석하였다.

2.4.1 관성비행 기간에 따른 발사시각 변화

관성비행 기간에 따라 발사시각이 어떻게 변화하는지 분석하기 위해 대기궤도에 진입한 달 궤도선의 관성비행 기간을 2700초 간격으로 12시간까지 늘려가며 시뮬레이션을 수행하였다. 2700초 간격으로 시뮬레이션을 수행한 이유는 이 기간이 300km 고도에 위치한 달 궤도선의 반주기에 해당하는 기간으로 지구 저궤도의 상승 또는 하강고점 근처에서 지구-달 전이궤도로 수렴을 시키기에 용이하기 때문이다. Fig. 4에 나타난 바와 같이 관성비행 기간에 따라 발사시각이 대략 2020년 1월 1일 00:00:00와 12:00:00 부근에 분포되는 것을 알 수 있다. 따라서 관성비행 기간에 따라 하루에 2회의 발사기회가 있음을 확인할 수 있고 관성비행 기간이 길어질수록 발사시각도 조금씩 늦어지는 것을 확인할 수 있다. 발사체의 발사시각을 결정하기 위해서는 먼저 관성비행 기간이 결정이 되어야 하며, 관성비행 기간은 달 궤도선의 추적 데이터 획득에 필요한 시간, 궤도 결정 및 서브시스템 확인 시간 그리고 지상국

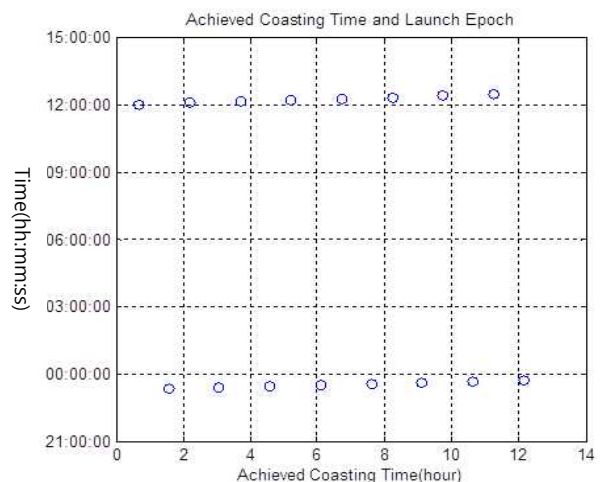


Fig. 4. Launch Epoch via Coasting Time

의 역량에 따라 달라질 수 있으며, 달 궤도선에 탑재된 배터리의 전력 공급능력에 따라 제한된다.

2.4.2 발사시각에 따른 AOL(위도인수)의 변화

Figure 5는 대기궤도에서의 관성비행 후 TLI를 수행하는 시점의 AOL의 변화를 보여준다. AOL은 근지점 이각(Argument of Perigee)과 진근점 이각(True Anomaly)의 합으로, 원궤도에 놓인 달 궤도선이 어느 지점에서 TLI를 수행하는지를 판단하는데 있어서 유용한 매개변수이다. 그 이유는 AOL이 0° 근처의 값이면 적도 전후의 상승교점(Ascending Node) 부근에서 TLI가 수행되는 것이고, AOL이 180° 근처의 값이면 적도 전후의 하강교점(Descending Node) 부근에서 TLI가 수행되는 것이기 때문이다. Fig. 5에 나타난 바와 같이 AOL이 190°로 하강교점 근처에서 TLI를 수행하고자 한다면 발사를 2020년 1월 1일 00:00:00 시점에 해야 하고, 반대로 AOL이 350°인 상승교점 근처에서 TLI를 수행하고자 한다면 발사를 12시간 이후인 12:00:00 시점에 해야 한다.

한 달을 주기로 AOL의 경향을 분석해보면 TLI를 하강교점 부근에서 수행하는 경우 AOL은 150°~210°의 범위를, TLI를 상승교점 부근에서 수행하는 경우 AOL은 -30°~30°의 범위를 갖는다. 이러한 이유는 지구 공전궤도와 달 공전궤도 사이의 경사각 및 해당 발사 시점에서 지구, 달 그리고 위성의 기하학적 위치에 기인한다.

2.4.3 관성비행 기간에 따른 지상궤적 분석

Figure 6은 하강교점을 이용한 달 궤도선의 지상궤적을 보여준다. 고흥 나로우주센터에서 발사된 달 궤도선은 지구대기궤도에 진입한 후

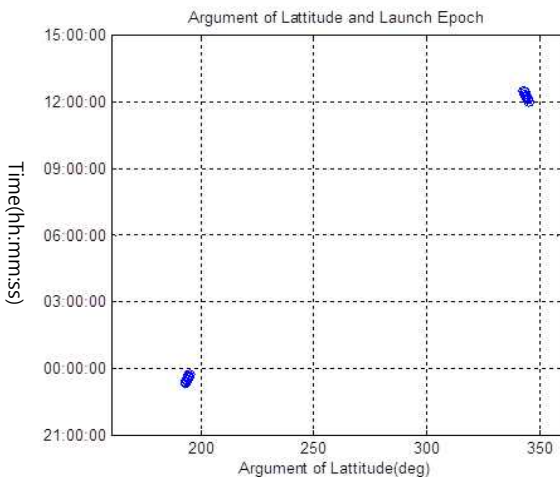


Fig. 5. AOL via Launch Epoch

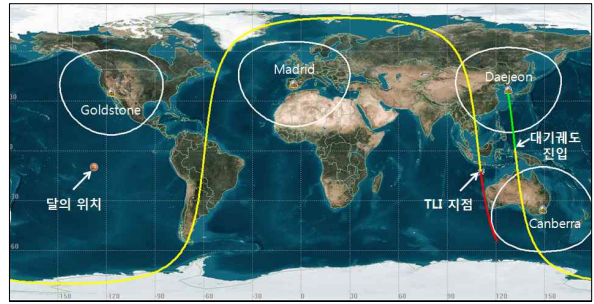


Fig. 6. Trajectory via Descending Node

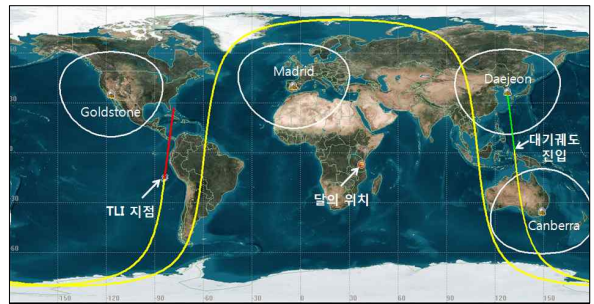


Fig. 7. Trajectory via Ascending Node

Canberra 지상국과 교신을 수행할 수 있으며, TLI를 하강교점에서 수행하여 지구-달 전이궤도에 투입됨을 알 수 있다. TLI를 수행하는 시점에서 달의 지상궤적은 태평양 가운데에 위치해 있으며, 달의 위도와 TLI 시점의 달 궤도선 위도가 거의 같다. 그 이유는 TLI 점화 시점의 위성-지구-달 벡터를 고려했을 때 최적의 전이궤적은 호만 궤적을 그리므로 TLI 점화 지점과 달의 위치는 위도상 비슷하게 된다.

Figure 7은 상승교점을 이용한 달 궤도선의 지상궤적을 보여준다. TLI를 수행하는 시점에서 달의 지상궤적은 아프리카 대륙 근처에 위치해 있으며, 달의 위도와 TLI 시점의 달 궤도선 위도가 거의 같다. 따라서 TLI 시점의 달 궤도선 위도는 달의 지상궤적 위도와 관련이 있음을 알 수 있다.

2.5 전이기간에 따른 ΔV 분석

2.5.1 직접 전이궤적 임무 시나리오 개념도

Figure 8은 직접 전이궤적 임무 시나리오 개념도를 보여준다. 달 궤도선은 근지점에서 TLI를 수행하여 근월점에 도달 후 LOI를 수행하여 달 궤도에 진입한다.

다만 Fig. 8에서 나타난 바와 같이 TLI를 수행하는 시점을 상승교점 또는 하강교점으로 선택할 수 있고, 달 궤도에 진입하여 LOI를 수행하는 시점도 달 북극을 지나는 하강교점과 달 남극을 지나는 상승교점으로 선택할 수 있다.

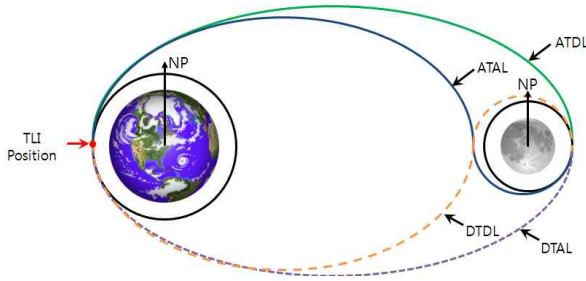


Fig. 8. Diagram for Direct Transfer Trajectory

TLI 및 LOI를 수행하는 위치에 따라 ΔV 가 어떻게 변화하는지를 분석하기 위해서 각각의 조합을 아래와 같이 4가지의 용어로 정의하였다.

- * ATAL : Ascending TLI & Ascending LOI
- * ATDL : Ascending TLI & Descending LOI
- * DTAL : Descending TLI & Ascending LOI
- * DTDL : Descending TLI & Descending LOI

예) ATAL : TLI를 상승교점에서, LOI를 하강교점에서 수행하는 경우

2.5.2 직접 전이궤적 발사시각 분석

2020년에 달 궤도선을 발사한다고 가정하여 2020년 1월 1일부터 2021년 1월 1일까지 1년 동안 'ATAL' 경우에 대한 시뮬레이션을 수행하고 일별 발사시각을 도출하였다. Fig. 9에 나타난 바와 같이 상승교점에서 TLI를 수행하는 경우 매일 발사가 가능함을 알 수 있다. 또한 발사일을 다음날로 변경할 경우 발사시각이 약 한 시간씩 늦어짐을 확인할 수 있다.

2.5.3 전이기간에 따른 TLI 및 LOI ΔV 분석

지구-달 전이기간은 달 궤도선의 임무를 분석하는데 있어서 매우 중요하다. 그 이유는 향후 달 궤도선의 발사 시점(낮 또는 밤), 지구의 지상국과의 교신 및 LOI 시점을 특정 지상국을 이용

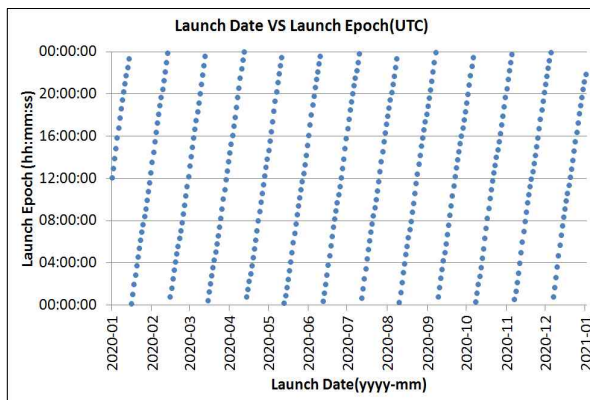


Fig. 9. Launch Epoch via Launch Date

하여 관측하고자 하는 제한사항이 발생하면 전이기간을 조절해야 하기 때문이다. 따라서 전이기간을 3일~6일로 변경해가면서 TLI 및 LOI를 수행하는데 요구되는 ΔV 의 경향을 분석하였다.

□ ATAL 경우의 TLI ΔV 분석

Figure 10은 TLI 및 LOI를 각 중심 천체(Central Body)의 상승교점 부근에서 수행한다고 가정한 결과 요구되는 TLI의 연간 일별 ΔV 경향을 보여준다. 전이기간이 3일인 경우 요구되는 TLI ΔV 가 가장 크며, 달의 공전주기(27.3일)와 TLI ΔV 의 변화주기가 동일함을 알 수 있다.

Figure 11은 달의 공전주기동안 전이기간에 따른 일별 TLI ΔV 경향을 보여준다. 전이기간이 4~6일인 경우가 3일인 경우에 비해 상대적으로 적은 ΔV 를 요구함을 알 수 있고, 그 차이는 대략 15~25m/s 정도이다.

□ ATAL 경우의 LOI ΔV 분석

Figure 12는 TLI 및 LOI를 각 중심 천체의 상승교점 부근에서 수행한다고 가정한 결과 요구되는 LOI의 연간 일별 ΔV 경향을 보여준다. TLI의 일별 ΔV 와 유사하게 전이기간이 3일인 경우

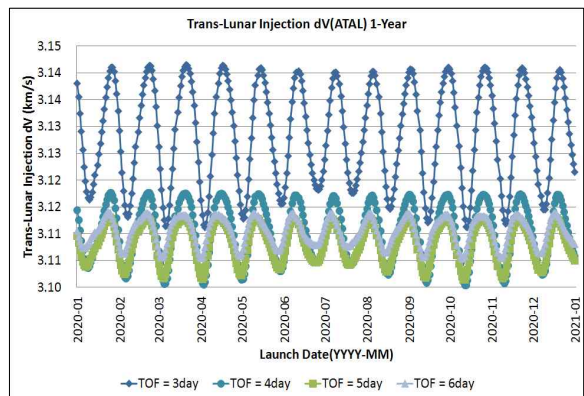


Fig. 10. Daily Trend Analysis of TLI ΔV in 2020

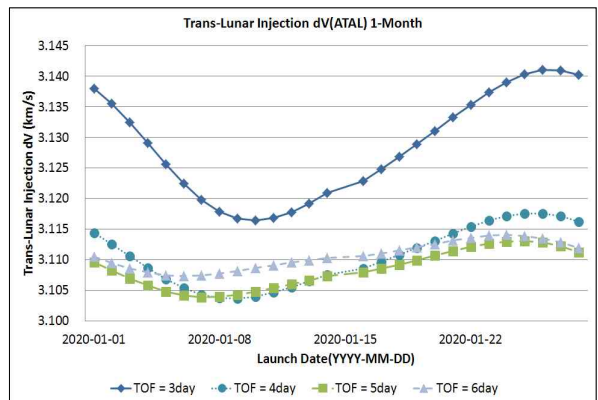


Fig. 11. Daily Trend Analysis of TLI ΔV in Jan

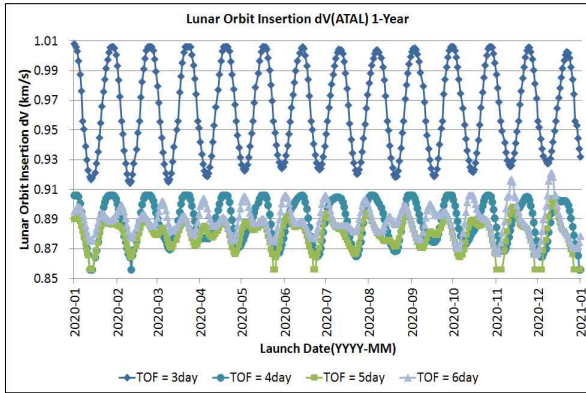


Fig. 12. Daily Trend Analysis of LOI ΔV in 2020

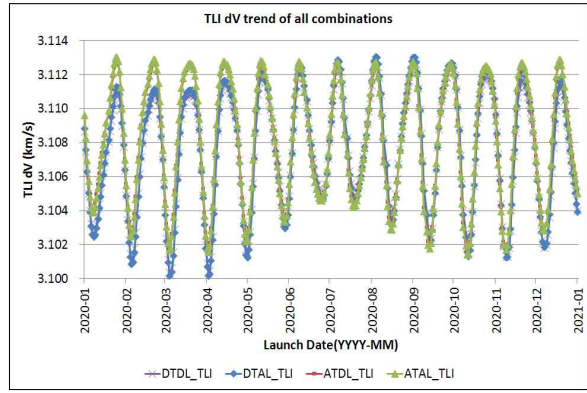


Fig. 14. Daily Trend Analysis of TLI ΔV w.r.t. TLI and LOI burn Position

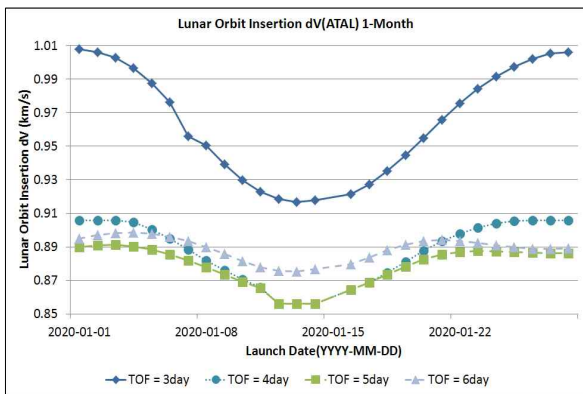


Fig. 13. Daily Trend Analysis of LOI ΔV in Jan

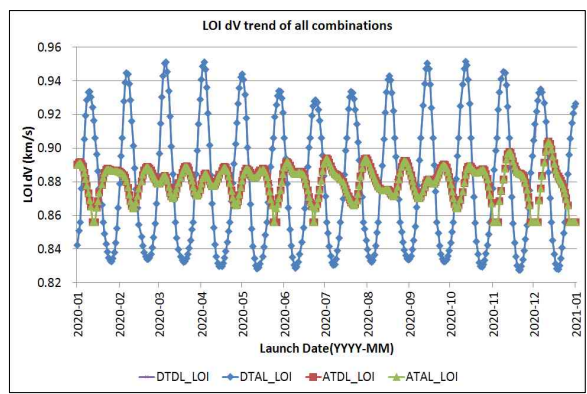


Fig. 15. Daily Trend Analysis of LOI ΔV w.r.t. TLI and LOI burn Position

요구되는 LOI ΔV가 가장 크고, 달의 공전주기와 LOI ΔV의 변화주기 또한 동일하다.

Figure 13은 달의 공전주기동안 전이기간에 따른 일별 LOI ΔV를 보여준다. 전이기간이 4~6일인 경우가 전이기간이 3일인 경우에 비해 대략 60~120m/s정도 낮다.

2.6 TLI 및 LOI 수행 위치에 따른 ΔV 분석

2.6.1 TLI ΔV 분석

5일의 전이기간이 가장 낮은 ΔV를 요구한다고 볼 수는 없지만, 전이기간이 5일 근처일 경우 요구되는 ΔV가 일반적으로 낮기 때문에 전이기간을 5일로 고정하고 Fig. 8에 정의된 4가지 조합에 대한 TLI ΔV의 경향을 도출하였다.

Figure 14는 TLI 및 LOI 수행시점 조합에 따른 일별 TLI ΔV를 보여주는데, 조합이 달라져도 TLI ΔV의 경향이 거의 바뀌지 않음을 알 수 있다. 다만, TLI를 하강교점에서 수행하는 경우가 상승교점에서 수행하는 경우보다 약간 낮은 ΔV를 요구함을 알 수 있다.

2.6.2 LOI ΔV 분석

LOI ΔV의 경우는 Fig. 15에 나타난 바와 같이 TLI를 수행하는 시점 여부에 따라 차이가 크게 나타남을 알 수 있다. TLI를 하강교점에서 수행하면 LOI ΔV는 월별 주기에 따라 0.83~0.95 km/s로 편차가 크지만 ΔV가 최소인 시점을 발사일로 정하면 탑재 추진제의 양을 최소화할 수 있다. 반면 TLI를 상승교점에서 수행하면 LOI ΔV는 월별 주기에 따라 0.85~0.90 km/s로 상대적으로 편차가 적지만 최소 LOI ΔV가 큼을 알 수 있다. 또한 TLI의 시점이 정해지면 LOI를 어느 교점에서 하든지 TLI 및 LOI ΔV에는 거의 영향이 없었다. LOI를 어느 교점에서 할 것인지는 향후 지상국과의 교신, Sun Beta Angle 및 식(Eclipse)등에 대한 제한사항이 있을 경우 필요에 따라 선택할 수 있을 것이다. 따라서 ΔV를 최소화 하고자 한다면 하강교점에서 TLI를 수행하면 된다.

2.7 가시성 분석

달 궤도선과 지상국과의 가시성을 분석하기

Table 3. Ground Antenna(DSN and Daejeon)

국가/안테나명	위도(deg)	경도(deg)
한국/Daejeon	36.688	127.631
미국/Goldstone	35.160	-116.874
스페인/Madrid	40.240	-4.251
호주/Canberra	-35.223	148.983

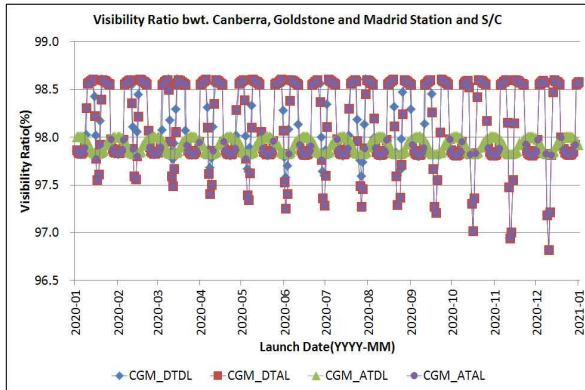


Fig. 16. Visibility between DSN Antenna

위해서 Table 3과 같이 DSN(Deep Space Network : Goldstone, Madrid and Canberra) 안테나와 항우연에서 운영 중인 대전 지상 안테나를 이용하여 전이기간이 5일인 경우에 대한 시뮬레이션을 수행하였다.

2.7.1 DSN 안테나와의 가시성 분석

Figure 16은 DSN 안테나와 달 궤도선과의 가시성을 분석한 결과를 보여준다. DSN 안테나를 이용하면 모든 조합의 경우에도 96% 이상의 가시성이 확보됨을 알 수 있다. 그 이유는 DSN 안테나의 위치가 경도 120° 간격을 유지하면서 일정하게 배치되었기 때문이다.

2.7.2 대전, Goldstone 및 Madrid 지상국과의 가시성 분석

Figure 17은 DSN 안테나 중 Goldstone 및 Madrid 안테나만을 사용하고 대전 지상 안테나를 포함하여 달 궤도선과의 가시성을 분석한 결과를 보여준다. TLI 분사를 하강교점에서 수행할 경우 달 궤도선과 지상 안테나와의 기하학적 특성에 의해 주기적으로 가시성이 85% 이하가 되는 경우가 있으며, TLI 분사를 상승교점에서 수행할 경우 가시성이 97% 이상 됨을 알 수 있다. 이러한 결과가 나오는 이유는 세 지상국 안테나의 위도가 모두 북위에 위치해있기 때문이다. 따라서 DSN 안테나들을 제한적으로 이용하면서

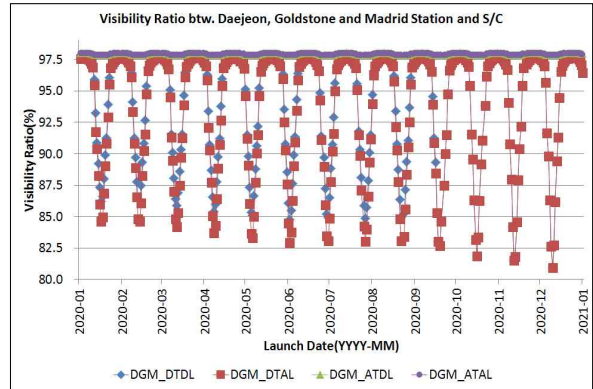


Fig. 17. Visibility between Daejeon, Goldstone and Madrid

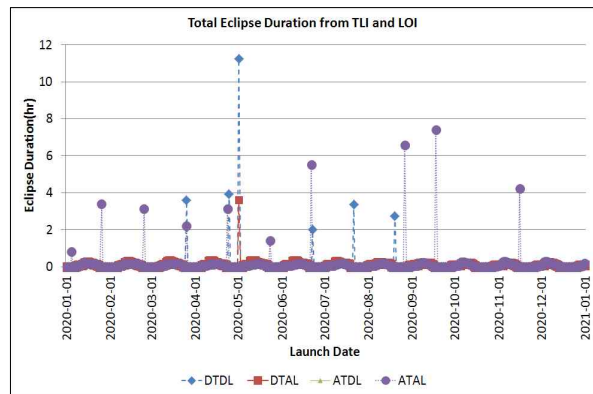


Fig. 18. Eclipse Duration

대전 지상 안테나를 사용해야 하는 상황이 발생할 경우에는 TLI를 상승교점에서 수행하는 것이 바람직하다.

2.8 식(Eclipse) 기간 분석

식이란 달 궤도선이 지구, 달 또는 다른 물체에 의해서 태양 빛을 받지 못하는 경우를 의미한다. 전이기간이 5일인 경우에 대한 임무해석 결과 Fig. 18과 같이 1시간 이상 식 기간이 발생하는 경우가 종종 있다. 따라서 TLI 및 LOI의 수행 위치가 결정되면 식 기간과 배터리 DOD (Depth of Discharge) 요구사항을 고려하여 발사일을 변경하거나 TLI 및 LOI의 수행 위치를 변경하는 것이 필요하다.

III. 결 론

본 논문은 미래 한국의 달 궤도선 임무에 대비하여 다양한 임무 파라미터를 설계 및 해석하였다. 지구-달 전이는 직접 전이케적으로 가정 하였으며, 발사 방위각에 따른 발사체 종말속도 및

발사창을 분석하였다. 발사 방위각이 90°일 경우 발사체의 부담이 가장 적었으며, 일별 발사창의 경우 전이기간을 조절함으로써 발사창을 늘릴 수 있음을 확인할 수 있었다. 또한 관성비행 기간에 따라 발사시각을 분석한 결과 관성비행 기간에 따라 하루에 2회의 발사 기회 영역(Zone)이 나타났으며 관성비행 기간이 길수록 발사시각이 조금씩 늦춰짐을 알 수 있었다. 또한 관성비행 기간에 따라 TLI의 시점이 결정되며, 이 시점은 결과적으로 발사체의 발사시각에 영향을 미쳤다.

직접 전이궤적을 이용할 경우 전이기간은 보통 3~5일 정도를 선택한다. TLI 및 LOI를 상승교점에서 수행하고 전이기간을 변경하면서 시물레이션 수행한 결과 가장 적은 ΔV 를 요구하는 전이기간은 5일 근처의 값임을 알 수 있었다. 이에 따라 TLI 및 LOI 수행 시점을 상승 또는 하강교점에서 각각 수행하는 4가지 조합에 대한 시물레이션이 수행하였다. 달 궤도선에 요구되는 ΔV 를 분석한 결과 TLI 수행 시점이 어디인가에 따라 LOI ΔV 에 크게 영향을 미침을 알 수 있었다. TLI를 상승교점에서 수행하면 LOI ΔV 의 편차가 다소 적지만 LOI를 최소화 하는데 한계가 있고, TLI를 하강교점에서 수행하면 LOI ΔV 의 편차는 다소 크지만 LOI ΔV 를 최소화 할 수 있었다. 또한 TLI 수행 시점이 결정되면 LOI를 어느 시점에서 수행하더라도 LOI의 ΔV 에는 차이가 거의 없음을 확인할 수 있었다.

DSN 안테나와 달 궤도선과의 가시성 분석결과 4가지 조합 모두 96%이상의 가시성이 확보됨을 확인하였고, DSN의 Canberra 안테나 대신 대전 지상국을 사용하면 TLI를 상승교점에서 수행하는 경우만 97% 이상의 가시성이 확보됨을 알 수 있었다. 식 기간의 경우 각 조합에 따라 최대 10시간 이상 식 기간이 발생하는 경우가 있으므로 전력계의 요구사항을 고려하여 적절하게 발사일을 결정하면 될 것으로 판단된다.

향후에는 fmincon, SNOPT, GPOPS 등의 최적화 모듈을 적용하여 다양한 구속조건(점화를 수행 시 지상국과의 교신, Sun Beta Angle, 최대 식 기간조건)을 만족하면서 ΔV 를 최소화하는 결과를 도출하여 최적의 발사시점을 결정하는데 활용하고자 한다.

References

- 1) David Lozier, Ken Galal, David Folta, Mark Beckman, "Lunar Prospector Mission Design and Trajectory Support", *AAS(American Astronautical Society)*, 1998.
- 2) Mark Beckman, "Mission Design for the Lunar Reconnaissance Orbiter", *29th Annual AAS Guidance and Control Conference*, 2006.
- 3) Trevor C Sorensen, Paul D Spudis, "The Clementine mission - A 10-year perspective", *J. Earth Syst. Sci.* 114, No. 6, December 2005, pp. 645-668.
- 4) Yasuhiro Nagae, "The System Concept of SELENE", *Acta Astronautica*, Vol. 45, 1999, pp. 197-205.
- 5) Kyun-Ho Lee, "Overview of Propulsion System Performance for Lunar Orbiter and Recent Development Status", *KSPE*, Vol. 15-1, February 2011, pp. 90-101.
- 6) E. Belbruno, J. Carrico, "Calculation of Weak Stability Boundary Ballistic Lunar Transfer Trajectories", *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 14-17 Aug, 2000.
- 7) K. Uesugi, "Results of the MUSES-A "HITEN" Mission", *Advanced Space Research*, Vol. 18, No. 11, 1996, pp. 69-72.
- 8) Ralph B. Roncoli, Kenneth K. Jujii, "Mission Design Overview for the Gravity Recovery and Interior Laboratory(GRAIL) Mission", *AIAA/AAS Aerodynamics Specialist Conference*, 2-5 Aug, 2010.
- 9) Denis Estublier et al. "Electric Propulsion on SMART-1 : Technical milestone", *ESA bulletin 129*, February 2007, pp. 41-46
- 10) www.agi.com
- 11) "Planning Research for the Lunar Exploration Plan Establishment", Report of Korea Aerospace Research Institute, October 2008.
- 12) <http://www.agi.com/resources/help/online/stk/source/extfile/gator/eq-diffcorr.htm>
- 13) <http://history.nasa.gov/afj/launchwindow/lw1.html>
- 14) Eun-Jung Song, "Mission Design for a Lunar Orbiter Launched by KSLV-II", *Aerospace Engineering and Technology*, Vol 8-1, 2009, pp. 108-116.