

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(3), 218-227(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.3.218

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

지구-달 전이궤적 및 임무 궤도에서 궤도선과 지상국의 가시성 분석에 관한 연구

최수진*, 김인규*, 문상만*, 김창균*, 류동영*

A Study on the Analysis of Visibility between a Lunar Orbiter and Ground Stations for Trans-Lunar Trajectory and Mission Orbit

Su-Jin Choi*, In-Kyu Kim**, Sang-Man Moon**, Changkyoon Kim** and Dong-young Rew**

Korea Aerospace Research Institute * **

ABSTRACT

Korean government plans to launch a lunar orbiter and a lander to the Moon by 2020. Before launch these two proves, an experimental lunar orbiter will be launched by 2018 to obtain key space technologies for the lunar exploration. Several payloads equipped in experimental lunar orbiter will monitor the surface of the Moon and will gather science data. Lunar orbiter sends telemetry and receives tele-command from ground using S-band while science data is sent to ground stations using X-band when the visibility is available. Korean deep space network will be mainly used for S and X-band communication with lunar orbiter. Deep Space Network or Universal Space Network can also be used for the S-band during trans-lunar phase when korean deep space network is not available and will be used for the S-band in normal mission orbit as a backup. This paper analyzes a visibility condition based on the combination of various ground antennas and its mask angles according to mission scenario to predict the number of contacts per day and to build an operational scenario for the lunar orbiter.

초 록

대한민국 정부는 2020년까지 달에 궤도선과 착륙선 발사를 계획하고 있다. 두 가지 탐사선을 발사하기 이전에 탐사선의 핵심기술 확보 및 달의 과학 데이터를 획득하기 위해 시험용 궤도선을 2018년까지 발사할 계획이다. 궤도선의 탑재체는 달 표면 촬영 및 과학 데이터를 획득한 후 지상으로 전송한다. 또한 궤도선이 지상국과 교신이 가능하면 S-band 대역으로 원격명령 및 원격 측정 데이터를 전송하고, X-band 대역으로 과학 데이터를 전송한다. 한국형 심우주 네트워크는 궤도선과 주로 S 및 X-band 통신을 수행한다. 지구-달 전이 단계에서 한국형 심우주 네트워크가 가용할지 않을 경우 Deep Space Network 또는 Universal Space Network를 이용하며, 임무 궤도에서는 예비로 이 네트워크들이 사용된다. 본 논문은 임무 시나리오에 따른 궤도선의 일별 교신 횟수를 예측하고 운영 시나리오를 작성하기 위해 다양한 안테나 및 마스크 각도에 따른 가시성 조건을 분석하였다.

† Received : September 10, 2015 Revised : January 28, 2016 Accepted : February 3, 2016

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

Key Words : Lunar Orbiter(궤도선), Visibility(가시성), KDSN(한국형 심우주 네트워크), DSN(심우주 네트워크), Universal Space Network, Mask Angle(마스킹 각도), 직접 전이궤적(Direct Transfer Trajectory), 위상 전이궤적(Phasing Loop Transfer Trajectory), 임무궤도(Mission Orbit)

1. 서 론

1957년 10월 4일 인류의 첫 번째 인공위성인 소련의 Sputnik가 발사된 이래로 달 탐사를 위한 우주 경쟁이 시작되었다. 이러한 경쟁은 달에 대한 관심을 가속시켰고 그 결과 선진국들의 우주 경쟁을 야기하였다. 미국은 1969년 7월 20일에 아폴로 11호를 달에 착륙시켰고, Neil Armstrong과 Edwin Aldrin이 최초로 달에 발을 딛은 이후 소련과의 우주 경쟁은 소강상태로 접어들었으나, 1990년부터는 과학적 목적으로 일본이 Hiten[1], 미국이 Clementine[2] 및 Lunar Prospector[3]등을 달에 보내면서 달 탐사가 재개되었다. 2000년대 후반에는 일본이 SELENE(SELenological and ENgineering Explorer), 인도가 Chandrayaan, 미국이 LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter), GRAIL (Gravity Recovery and Interior Laboratory) 및 LADEE(Lunar Atmosphere and Dust Environ- ment Explorer), 그리고 유럽연합이 SMART-1 (Small Mission for Advanced Research in Technology)[4-9]을 달에 보내 달 과학 임무를 수행하였다.

이러한 상황에서 대한민국 정부는 국민의 자긍심을 고취시키고 심우주 위성탐사 기술을 확보하기 위해 2020년까지 본 궤도선 및 착륙선 발사를 계획하였고, 사전에 본 궤도선의 기술 검증을 위해 시험용 궤도선 발사(2018)를 계획하였다. 시험용 궤도선(이하 궤도선)은 약 550kg급의 위성으로 광학카메라를 포함해 여러 개의 탑재체를 싣고 달의 임무궤도에 진입하여 임무를 수행할 예정이다. 지구에서 발사된 궤도선은 S-band 대역을 이용하여 원격명령 수신 및 텔레메트리를 전송하며, X-band 대역을 이용하여 궤도선이 획득한 과학데이터를 지상국으로 송신한다.

궤도선이 지상의 발사장에서 발사되어 지구 저궤도에 안착되면, 지구-달 투입(TLI, Trans-lunar Injection) 기동을 수행하여 궤도선을 지구-달 전이 궤도에 투입시킨다[10]. 지상국은 궤도선이 발사된 이후부터 TLI 기간까지 실시간으로 모니터링을 수행하여 궤도선이 정상적으로 TLI를 수행하는지 확인해야 하며, TLI 이후 자동 시퀀스에 따라 통신계를 켜고, 태양센서로 태양을 찾고, 태양 전지판 및 HGA(High Gain Antenna)

가 전개되는지 확인해야 한다. 만약 자동 시퀀스를 진행하다가 비정상적인 상황 발생(Anomaly) 등으로 자동 시퀀스가 정상적으로 수행되지 않는다면, 지상국에서는 추가 계획을 수립하여 궤도선을 정상상태로 복구해야 한다. 자동 시퀀스 이후에는 추적 데이터(Tracking data)를 획득하여 궤도결정을 수행하고, 발사체의 진입 오차 및 TLI 오차 등의 이유로 궤도가 틀어진 것을 보정하기 위해 중간 경로 수정(MCC, Mid Course Correction) 기동을 수행한다. 궤도선이 달 궤도에 근접하면 궤도에 진입시키기 위해 여러 번의 달 궤도 진입(LOI, Lunar Orbit Insertion) 기동을 수행한다. 지상국에서는 궤도선이 발사장에서 발사되어 궤도에 진입하는 동안 기동을 위한 원격명령 전송 및 텔레메트리 수신 그리고 전반적인 모니터링뿐만 아니라 위성의 궤도를 결정하기 위한 추적 데이터 획득을 위해 지속적으로 지상의 안테나를 이용하여 궤도선과 교신을 수행해야 한다. 지상국은 궤도선이 달에 진입한 이후에도 일상적인 업무(원격명령 전송, 텔레메트리 수신, 궤도 유지 기동)와 탑재체로 획득한 과학 데이터를 수신하기 위해 교신을 지속적으로 수행한다. 다만 지구가 하루에 한번 자전하고, 달이 약 한 달을 주기로 자전·공전하기 때문에 한반도에 구축될 한국형 심우주 안테나(KDSN, Korea Deep Space Network) 만으로는 궤도선을 연속적으로 관측할 수 없다. 따라서 지구 경도 기준으로 약 120° 간격으로 설치된 DSN(Deep Space Network)[11]의 심우주 안테나 또는 USN(Universal Space Network) [12] 안테나를 추가적으로 사용하여 궤도선과 교신을 수행해야 한다.

본 논문은 궤도선과 지상국간의 가시성을 분석하기 위해 궤도선의 임무 시나리오를 정의하고, 각 임무 시나리오에 대한 지상국 안테나 조합 및 안테나의 마스크 각도(Mask Angle)를 반영하여 일별 교신 횟수를 한 달간 도출하였다. 이 결과들은 향후 과학 데이터 수신계획을 포함하여 각 교신에 대한 운영 시나리오 도출뿐만 아니라 위성의 메모리 용량 추산 및 S-band 및 X-band 대역의 통신 속도 요구조건 도출에 크게 기여할 것이다. 2장에는 궤도선에 대한 설명, 지구와 달의 궤도 환경 및 해외 달 궤도선에 사용된 지상 안테나 현황을, 3장에는 궤도선의 지상

안테나 현황을, 4장에는 궤도선의 임무 시나리오를, 5장에는 궤도선의 가시성 분석 결과를 그리고 마지막 6장에는 전반적인 요약을 기술하였다.

II. 궤도선의 개요 및 해외 사례

2.1 궤도선

궤도선은 550kg급 위성으로 본 궤도선 및 착륙선의 사전 기술 검증을 목적으로 개발될 예정이며, 고도 100 km 및 경사각 90°의 달 궤도에 진입하여 달의 지형관측 및 과학임무 수행할 예정이다. 궤도선은 발사장에서 발사된 이후 대기 궤도(Parking Orbit)에서 비행을 하다가 발사체의 마지막 단 엔진을 이용하여 TLI 기동을 수행하고, 지구-달 전이궤적을 통해 달에 근접하면 궤도선에 장착된 온보드 추력기(On-board Thruster)를 이용하여 달 궤도에 진입한다. 궤도선은 기동 전·후의 모니터링 및 원격명령 수신/텔레메트리 송신뿐만 아니라 추적 데이터 획득을 위해 S-band 및 X-band 대역의 통신장비를 갖출 예정이다.

2.2 지구-달 궤도 환경

Figure 2에 나타난 바와 같이 지구의 자전축은 황도면을 기준으로 23.44° 기울어져 있고, 달은 황도면을 기준으로 5.14° 기울어져 있다. 지구와

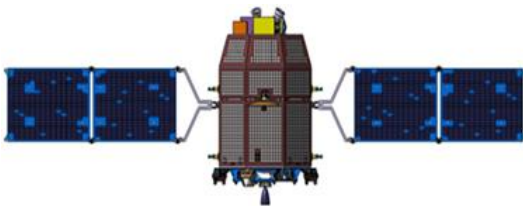


Fig. 1. Experimental Lunar Orbiter

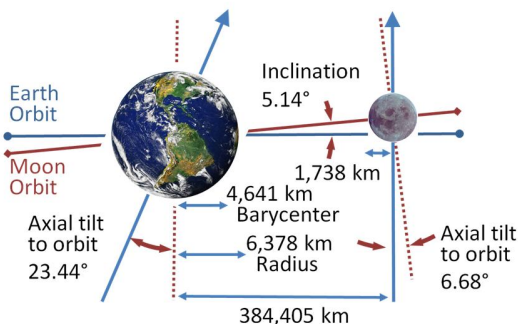


Fig. 2. Schematic of the Earth-Moon System[13]

달의 거리는 평균적으로 384,400 km이지만 달의 이심률이 0.0549로 달의 근지점은 362,000 km 그리고 달의 원지점은 405,400 km로 가까울 때와 멀 때의 거리차이가 꽤 큼을 알 수 있다. 또한 달은 자전주기와 공전주기(항성월[Sidereal rotation period])가 27.321일로 동일하기 때문에 지구에서 달을 볼 때에는 항상 같은 면만 보이게 되고, 지구에 구축된 지상 안테나는 지구의 자전으로 인해 달을 볼 수 있는 기간이 1일 기준으로 최대 12시간을 넘지 못하게 된다.

2.3 해외 사례

2.3.1 LRO

LRO는 미국의 향후 유인 탐사선 착륙지 선정 및 광물자원 탐사를 수행하기 위한 목적으로 2009년에 6월에 발사 되었으며[6], LRO와의 교신을 위해 S-band 그리고 과학데이터 수신을 위해 Ka-band 대역이 이용되었다. LRO가 임무궤도에 진입한 이후 정상임무(S-band 및 Ka-band 교신)을 수행하기 위해 주로 미국의 White Sand 지상국을 이용했으며, S-band 대역의 백업으로 DSN (Goldstone[34m], Madrid[34m], Canberra[34m]) 및 USN (Weilheim[15m], Dongara[13m], Kiruna [13m], Hawaii[13m])를 사용하였다[14].

2.3.2 GRAIL

GRAIL은 달의 내부 구조를 조사하고 달의 중력장의 고정밀 데이터를 획득하기 위한 목적으로 2011년 9월에 발사되었다. GRAIL은 교신 및 궤도추적데이터를 획득하기 위해 34m의 DSN을 이용하였으며, 특히 Deep Space Station(DSS) 24, 27 (Goldstone), 34, 45(Canberra), 54, 65(Madrid) 안테나가 주로 사용되었다[15].

2.3.3 LADEE

LADEE는 달의 대기와 먼지 환경을 규명하기 위한 목적으로 2013년 9월에 발사되었다. LADEE는 교신 및 궤도추적데이터를 획득하기 위해 DSN(24, 27, 34, 45, 54, 65) 및 USN뿐만 아니라 NEN(Near Earth Network)도 사용되었다[16].

III. 지상 안테나 현황

3.1 궤도선 지상 안테나

한국항공우주연구원은 궤도선과의 교신 및 궤도추적데이터 획득을 위해 한반도에 KDSN을 구축할 예정이다. S-band 대역은 위성의 상태데이터 모니터링, 원격명령 전송/텔레메트리 수신 및

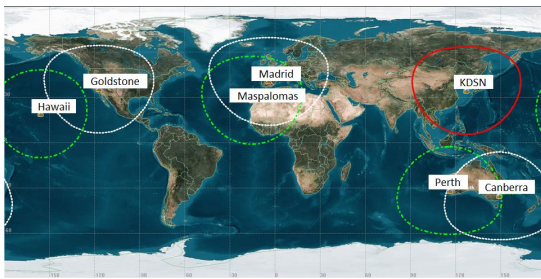


Fig. 3. Ground Antennas for Lunar Mission

궤도추적데이터를 획득하고, X-band 대역은 탑재체로부터 측정된 과학 데이터를 지상 안테나로 전송하는데 사용된다. 궤도선이 지구-달 전이궤도에 진입하면 잦은 상태 모니터링 및 원격명령 전송이 요구되지만 지구의 자전으로 인하여 하나의 지상 안테나만으로는 궤도선 운영상에서 연속적인 통신이 불가능하여 해외에서 운영 중인 DSN 또는 USN의 사용이 제기되었다.

DSN은 미항공우주국(NASA) 행성탐사 위성의 교신을 지원하기 위한 안테나 네트워크로써 JPL (Jet Propulsion Laboratory)에서 운영 중이며, 미국의 Goldstone, 스페인의 Madrid 및 호주의 Canberra에 구축되어 있다[11]. 반면 USN은 SSC (Swedish Space Company)가 운영하는 안테나 네트워크로써 총 15곳에 25기의 추적 안테나를 가지고 있으며, 궤도선 운영상에서 연속적인 통신환경 구축의 필요성으로 미국의 Hawaii, 스페인의 Maspalomas 및 호주의 Perth에 구축된 안테나를 활용할 계획이다[12]. Fig. 3에서 나타난 바와 같이 실선은 KDSN을, 점선은 DSN을 그리고 dash-dot 선은 USN 안테나의 위치를 나타낸다.

IV. 궤도선 임무 시나리오

4.1 발사장

궤도선은 발사장에서 발사 후 지구 대기궤도에 투입된다. 현재 궤도선은 해외 발사체로 발사를 계획하고 있으며, 550kg급 궤도선을 발사할 수 있는 발사장은 미국의 CCAFS(Cape Canaveral Air Force Station) 또는 WFF(Wallops Flight Facility)가 될 가능성이 있다. 따라서 이 두 곳의 발사장을 기준으로 궤도선의 임무 궤적을 생성하였다.

4.2 지구 대기궤도에 머무르는 기간

궤도선은 발사 시점의 달 위치에 따라 지구 대기궤도(Parking Orbit)에 머무르는 기간이 달라진다. 일반적으로 발사체가 궤도선을 지구 대기

궤도에 투입한 후 반 바퀴 이내에 TLI를 수행하면 “Short Coast”라 하고, 반 바퀴에서 한 바퀴 이내에 TLI를 수행하면 “Long Coast”라고 부른다. 이 둘 중 어느 시점에 TLI를 수행하느냐에 따라서 LOI ΔV 뿐만 아니라 전이궤도 상에서 지상국과 궤도선과의 가시성이 달라지기 때문에 두 가지 상태를 고려하였다.

4.3 전이궤적

Figure 4는 CCAFS에서 발사한 후 직접 전이궤적을 이용하여 달 궤도에 진입하는 임무궤적을 보여준다. 각 단계는 발사, 대기궤도 진입, 지구-달 전이궤도 투입, 달 접근 그리고 달 궤도 진입으로 구성된다. 본 해석을 수행하기 위하여 AIG社“에서 개발된 STK(Satellite Tool-Kit)[17]을 사용하였고, STK의 ‘Access’ 기능을 이용하여 궤도선과 다수의 지상안테나와의 가시성 현황을 도출하였다. 다만 Short Coast” 또는 “Long Coast”를 선택함에 따라 발사 시각 및 전이궤적이 달라지고, 지상 안테나와의 교신 순서 및 기간도 달라지기 때문에 향후 이를 고려해야 한다.

Figure 5는 CCAFS에서 발사한 후 위상 전이궤적을 이용하여 달 궤도에 진입하는 궤적을 보여준다. 궤도선은 TLI를 수행한 이후 고 타원궤도에 진입한 후 지구를 2.5회전 한다. 약 3주 동

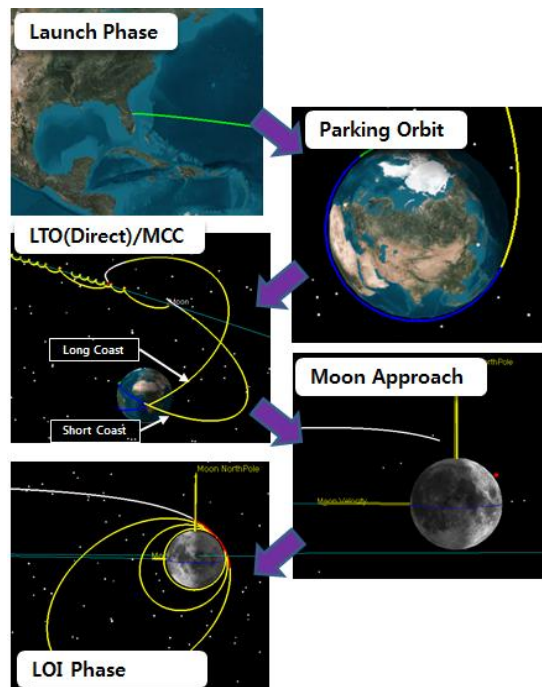


Fig. 4. Direct Transfer Trajectory

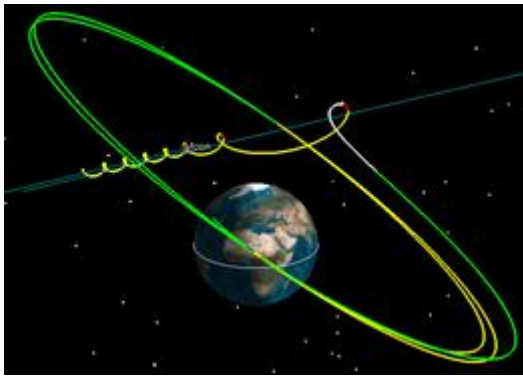


Fig. 5. Phasing Loops Transfer Trajectory

안 몇 번의 수정 기동이 요구되며 직접 전이궤적에 비해 다소 많은 시간이 지난 후 달 궤도에 진입한다. 따라서 TLI 이후 달로 가는 궤적(직접 전이궤적 또는 위상 전이궤적)에 따라라도 가시성이 달라지므로 이러한 사항들을 반영하여 임무 시나리오를 설정하였다.

4.4 지상 안테나 조합 및 마스크 각도

원격명령 전송 및 텔레메트리 수신뿐만 아니라 과학 데이터 수신을 위한 주 안테나로 KDSN을 사용할 예정이고, 궤도추적데이터 획득 및 비상시 원격명령 전송 및 텔레메트리 수신을 위한 목적으로 DSN 또는 USN을 사용한다고 가정하였고, 조합된 안테나들이 위성과 교신할 수 있는 마스크 각도는 6°~10°라고 가정하여 마스크 각도에 따른 가시성을 분석하였다.

발사부터 달 궤도에 진입하기까지 그리고 임무궤도에서 상시로 위성의 상태를 관측해야하기 때문에 위에서 언급한 안테나 조합으로 가시성을 분석하였고, 추가로 임무궤도에서는 타 안테나 사이트를 사용했을 때 발생하는 비용 및 운영자의 로드 등을 고려하여 KDSN 만을 이용한다고 가정하여 분석을 수행하였다. Table 1은 위에서

Table 1. Selections for Mission Scenario

리스트	1안	2안
발사장	CCAFS	WFF
대기궤도 기간	Short	Long
전이 기간	Direct	Phasing
안테나 조합 (전이 기간)	KDSN + DSN	KDSN + USN
마스크 각도	6°	10°

언급한 사항들을 정리한 내용을 보여준다.

V. 궤도선 가시성 분석 결과

5.1 발사-달 궤도 진입까지의 가시성 분석

5.1.1 직접 전이궤적

본 절은 직접 전이궤적을 이용하여 발사를 수행한 경우에 대한 가시성을 분석하였다. 직접 전이궤적을 선택했다 하더라도 발사장, 대기궤도 기간, 안테나 조합 및 마스크 각도에 따라서 분석 결과가 약간 달라진다. 먼저 궤도선이 CCAFS에서 발사하여 “Short Coast” 이후 직접 전이궤적을 이용하여 달 궤도에 접근하는 경우 10°의 마스크 각도 및 KDSN+USN 안테나와의 가시성은 아래의 Fig. 6과 같다.

궤도선은 발사 이후 약 0.8시간 동안 어느 안테나와도 교신을 할 수 없지만 그 이후에는 달 궤도 진입까지 연속적으로 교신이 가능하다. 또한 발사 이후 총 6일이 넘는 기간 동안 비가시성 비율은 단지 0.56%로 매우 적었다. 다만, 발사 이후 약 30분 이내에 TLI 기동을 수행해야 하는데, TLI 기동 전·후로 궤도선의 상태 확인을 위한 모니터링이 필요하므로 추가적인 안테나 또는 SN(Space Network)을 사용하여 궤도선과의 교신을 수행해야 한다.

Figure 7은 발사장(CCAFS, WFF), 대기궤도 기간(“Short”, “Long”), 지상 안테나 조합 및 안테나 마스크 각도에 따른 직접 전이궤적의 비가시성 비율을 나타낸다. 먼저 그림의 범례에 기술된 CLD(KDSN+DSN)라는 의미는 CCAFS에서 발사한 후 “Long Coast”를 거쳐 직접 전이궤적

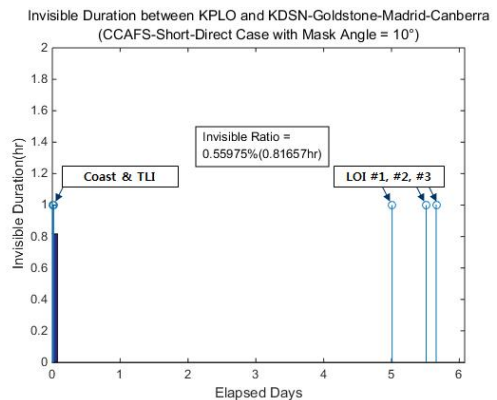


Fig. 6. Invisible Duration of Direct Transfer between KPLO and Ground Antennas(KDSN + DSN)

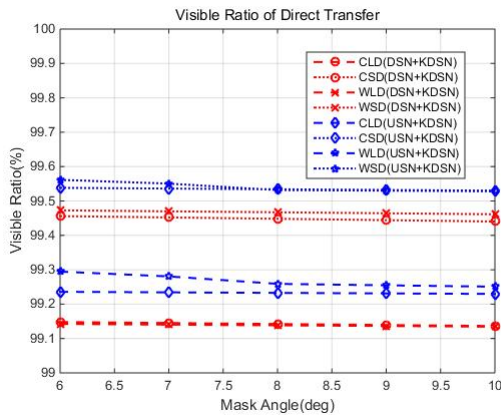


Fig. 7. Visible Ratio of Direct Transfer

(Direct Transfer)으로 달에 진입할 때 KDSN+DSN 조합의 안테나를 이용하는 것을 말한다. Figure 7에 도시된 결과를 보면, 궤도선이 발사 이후 지구 저궤도에 머무르는 기간이 짧은 “Short Coast” 경우(Dashed 라인) 가시성이 좋으며, USN을 이용한 조합(다이아몬드 및 별)이 DSN을 이용한 조합(O 및 X)의 경우보다 가시성 비율이 높았다. 발사장에 따른 가시성 비율은 차이가 미미하다고 볼 수 있으며, 지상 안테나의 마스크 각도가 작을수록 가시성이 약간 개선됨을 알 수 있다.

5.1.2 위상 전이궤적

위상 전이궤적을 이용하여 발사를 수행한 경우의 가시성 분석결과는 아래의 Fig. 8과 같다. 직접 전이궤적을 이용한 경우에는 TLI 기동을 수행한 이후 고도가 어느 정도 높아지면 지상 안테나 조합으로 궤도선과 교신이 연속적으로 가능한 반면, 위상 전이궤적은 지구로 다시 돌아오는 궤적이기 때문에 지구의 근지점 전·후에서는 지상 안테나의 가시성이 확보되지 않는 경우가 발생하게 된다.

Figure 8에 나타난 바와 같이 발사 이후 그리고 2번의 근지점 부근에서 가시성이 확보되지 않는 경우가 있으며, 가시성이 확보되지 않는 횟수는 약 10회 정도이고 최대 비가시성 기간은 약 1.5시간 정도이다. 2.5회를 선회하는 위상 전이궤적은 약 18일의 전이기간 중 가시성이 확보되지 않는 기간은 약 5.3시간(1.2%)임을 알 수 있다. 직접 전이궤적과 동일하게 TLI 전·후 구간에서 교신이 되지 않는 부분은 추가적인 안테나 또는 SN을 사용하여 궤도선과의 교신을 수행해야 한다.

Figure 9는 발사장, 대기궤도 기간, 지상 안테나 조합 및 안테나 마스크 각도에 따른 위상 전이궤적의 가시성 비율을 나타낸다. 분석 결과,

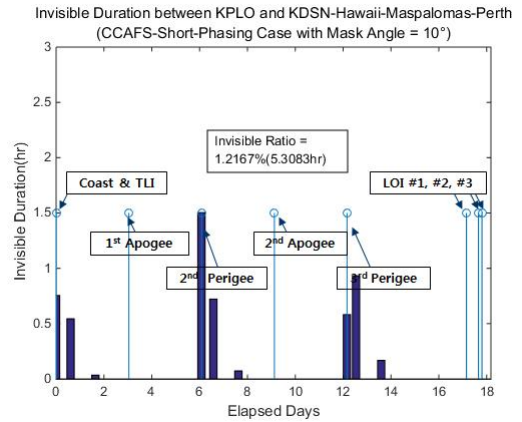


Fig. 8. Invisible Duration of Phasing Loop between KPLO and Ground Antennas(KDSN + DSN)

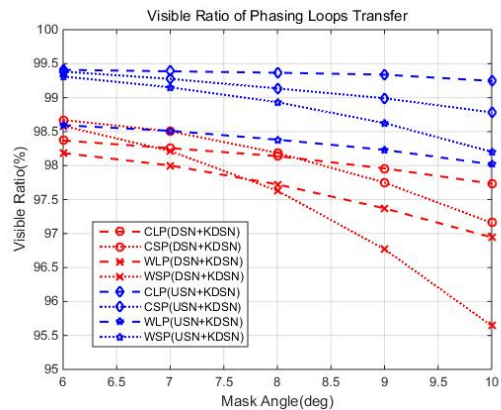


Fig. 9. Visible Ratio of Phasing Loops Transfer

USN 안테나 조합(다이아몬드 및 별)을 이용할 경우 DSN 조합(O 및 X)보다 약 1%가량 가시성이 개선되며, 그 다음으로 CCAFS에서 발사(O 및 다이아몬드)한 경우가 WFF에서 발사(X 및 별)한 경우보다 가시성이 개선됨을 알 수 있다. “Short Coast”가 가시성 측면에서 유리했던 직접 전이궤적과는 다르게 CCAFS에서 발사하여 “Long Coast”를 이용한 위상 전이궤적과 KDSN+USN 조합(Dashed 다이아몬드)의 경우는 가시성은 99.5%에 근접하였으나, WFF에서 발사하여 “Short Coast”를 이용한 위상 전이궤적과 KDSN+DSN 조합(Dotted X)의 경우는 가시성이 95.5%까지 떨어짐을 알 수 있다. 또한 지상 안테나의 마스크 각도가 증가할수록 가시성이 감소하는 비율이 더욱 커짐을 알 수 있다.

5.1.3 분석결과 요약

시뮬레이션을 수행한 결과 직접 전이궤적을 이용하면 가시성이 99% 이상 확보되는 반면, 위상 전이궤적을 이용하면 근지점 부근에서 가시성이 확보되지 않는 기간이 자주 발생하여 가시성이 95% 정도까지 떨어지는 경우가 있었다. 직접 전이궤적은 발사장의 위치 및 대기궤도 기간이 가시성 비율에 높은 영향을 주지만 위상 전이궤적은 지상 안테나의 조합이 가시성 비율에 높은 영향을 주었다. 또한 마스크 각도가 높아질수록 가시성 비율이 줄어들 수밖에 없으며, 직접 전이궤적 보다 위상 전이궤적의 가시성 감소 비율이 더 컸다. 덧붙여, 최소 95% 이상의 가시성 비율은 관제센터에서 달 궤도선을 모니터링 할 수 있는 기간을 충분히 제공할 수 있는 비율이므로 운영 측면에서는 아주 중요한 요소라고 볼 수 있다.

5.2 달 임무궤도에서의 가시성 분석

5.2.1 “Edge-On” 및 “Face-On” 개념

달의 자전 및 공전주기는 일정하게 27.3일이기 때문에 지구에서 달을 볼 때 매번 같은 면만 보이게 되고, 궤도선은 관성좌표계 상에서 고정되어 있기 때문에 지구에서 궤도선을 바라보면 Fig. 10 왼쪽에 나타난바와 같이 지구-달 직선과 궤도평면이 직각인 상태인 “Face-On” 그리고 Fig. 10 오른쪽에 나타난바와 같이 지구-달 직선과 궤도평면이 직각이 아닌 “Edge-On” 상태가 주기적으로 반복되게 된다. “Face-On” 상태에서는 지상 안테나가 궤도선을 연속적으로 관측할 수 있어서 주로 이 시점에 궤도 유지 기동 (Station Keeping Maneuver) 및 모멘텀 언로딩 (Momentum Unloading) 등의 궤도조정을 수행한다. 반대로 “Edge-On” 상태에서는 지상 안테나가 달을 볼 수 있음에도 불구하고 궤도선이 달

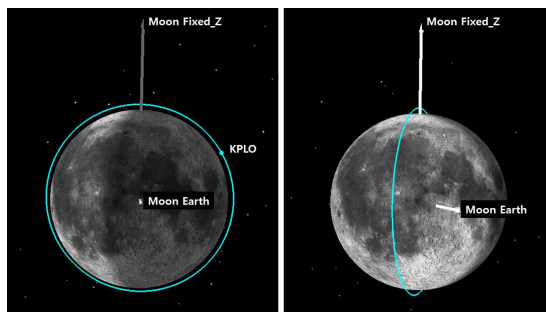


Fig. 10. KPLO Geometry, “Face-On” (left) and “Edge-On” (right)

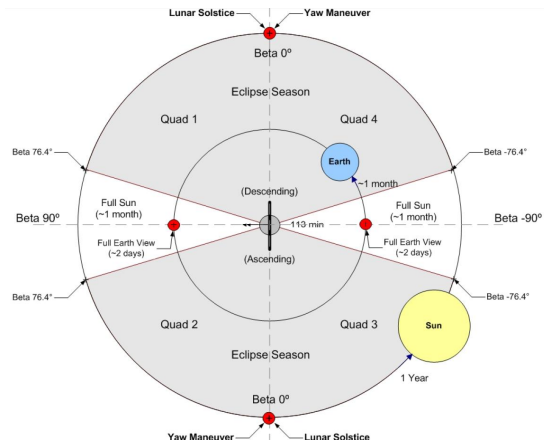


Fig. 11. Solar System from LRO[6]

뒷면으로 넘어가기 때문에 궤도선과의 교신이 불가능하게 된다.

지구-달 직선과 궤도선의 궤도평면 사이의 각을 지구-베타(beta) 각이라고 정의하며, Fig. 11에서 나타난 바와 같이 고도 50km, 주기가 113분인 LRO의 경우 지구-베타각의 절댓값이 76.4°~90.0°인 “Face-On” 구간은 월 2회 발생한다. 이를 제외한 구간에서는 궤도선이 달 뒷면으로 넘어가는 “Edge-On” 상태가 된다. 따라서 정상 운영을 수행할 때 지상 안테나를 KDSN 한기만 이용할 경우 주기적으로 발생하는 “Edge-On” 상태에서 궤도선과 교신을 수행하는데 횟수 및 시간이 제한적이며, KDSN으로 정상적인 임무를 수행하기 어렵다고 판단되면 DSN 또는 USN을 추가해야 한다.

5.2.2 시뮬레이션 조건

아래의 Table 2는 궤도선의 임무궤도 및 시뮬레이션 조건을 기술하였다. 궤도선은 경사각이 90°인 원궤도이고, 시뮬레이션 기간은 2018년 1월 한 달 그리고 궤도전파 모델은 Two-Body로 가정하였다. 궤도전파를 위해 사용하는 달 중력장 모델은 Lunar Prospector를 이용하여 생성된 ‘LP150Q’ 등이 있지만, 해석 상 100km의 고도를 계속 유지시키는 기준 궤적이 필요하다고 판단하여 Two-body를 이용하였다. 지상안테나는 KDSN 만을 선정하여 가시성 분석을 수행하였고, DSN 및 USN과의 조합도 추가하여 분석을 수행하였다. 마스크 각도는 6°~10°로 가정하였다.

5.2.3 가시성 분석 결과(KDSN)

Figure 12는 2018년 1월동안 궤도선과 KDSN과의 일별 가시성 현황(6°의 마스크 각도를 반영)을 보여준다. 1일, 12~14일, 그리고 27~28에는

Table 2. Mission Orbit and Simulation Condition

임무궤도	값
고도	100 km ± 30 km
Inclination	90°
Eccentricity	≤ 0.01
RAAN	0°
Argument of Periapasis	0°
True Anomaly	0°
궤도 주기	118 분
시뮬레이션 조건	내용
시뮬레이션 기간	2018년 1월 1일~31일
궤도전파 모델	Two-Body
지상 안테나	KDSN, K+DSN, K+USN
마스크 각도	6° ~ 10°

“Face-On” 상태이기 때문에 가시성이 단 한번 확보되더라도 교신기간이 아주 김을 알 수 있다. 다만 1일과 27~28일은 가시성 기간이 약 800분에 달하는 반면 12~14일은 500분을 약간 넘었다. 동일한 “Face-On”임에도 가시성 기간이 이렇게 차이가나는 이유는 달의 공전면과 지구의 적도면이 약 5°만큼 경사져있어서, 궤도선이 한 달 중 절반은 남반구에, 나머지 절반은 북반구에 위치하기 때문에 북위 34°에 위치한 KDSN의 관점에서는 가시성이 긴 경우와 그렇지 않은 경우로 나타난다. 궤도선과 KDSN이 “Edge-On”인 상태에서는 일별 최대 8회까지 가시성이 확보되나 제일 앞 패스와 제일 마지막 패스는 가시성 기간이 10분미만으로 정상적인 임무를 수행할 수 없다. 따라서 정상적인 임무를 수행하기 위한 패스는 일별 최소 4회에서 최대 6회 정도임을 알 수 있다.

Figure 13은 Fig. 12에서 도출된 일별 가시성 기간을 히스토그램으로 정리한 것을 보여준다. 33분의 구간으로 나눈 히스토그램을 보면 가시성이 33분이하의 패스가 20회 미만이고, 정상 임무를 수행하기에 적합한 66~99분 구간의 패스가 120회 미만으로 대부분의 교신기간이 이 구간임을 알 수 있다. “Face-On”에 정상임무가 가능한 패스는 533~600분 사이에 몇 패스 그리고 766~800분 사이에 몇 패스가 있으며, “Face-On”에서 “Edge-On”으로 바뀌면서 발생하는 200분 및 400분 정도의 패스도 있음을 알 수 있다. 마스크 각도가 10°까지 증가하면 마스크 각도가 6°일 때

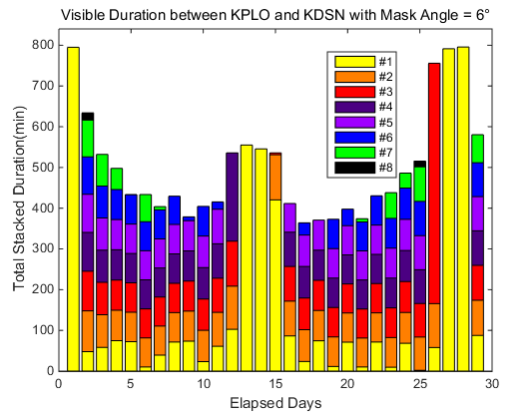


Fig. 12. Visible Duration b.t.w KPLO and KDSN

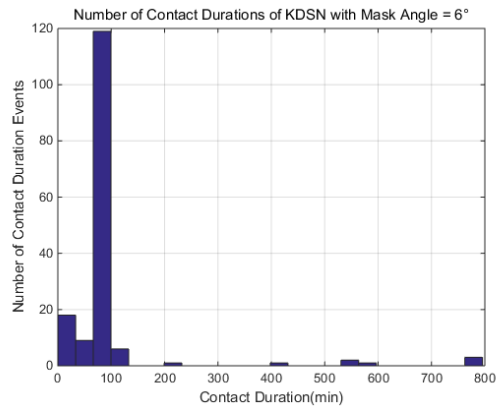


Fig. 13. Number of Contact Durations of KDSN

가용했던 수 분짜리 패스들은 모두 사라지고 정상임무가 가능한 패스가 미소하게나마 약간 줄어 들게 된다.

5.2.4 가시성 분석 결과(KDSN+DSN, KDSN+USN)

Figure 14는 한 달 동안 KPLO와 KDSN+DSN 간의 교신 현황을 나타낸다. 4곳의 지상 안테나는 궤도선과 주기적으로 교신을 수행하며, 연속적으로 가시성이 확보되는 것처럼 보이는 “Edge-On” 구간(6일~7일)도 그림을 확대해보면 궤도선이 달 앞면으로 나올 경우에만 가시성이 확보됨을 알 수 있다. 또한 KDSN과 DSN의 Canberra는 안테나가 구축된 경도의 차이가 작아서 궤도선과의 가시성 구간이 거의 유사하다. 다만 빨간색 선인 KDSN이 Canberra보다 좀 더 긴 구간동안 가시성이 확보되는 것처럼 보이는 데, 그 이유는 이 시점에 달이 지구의 북반구에

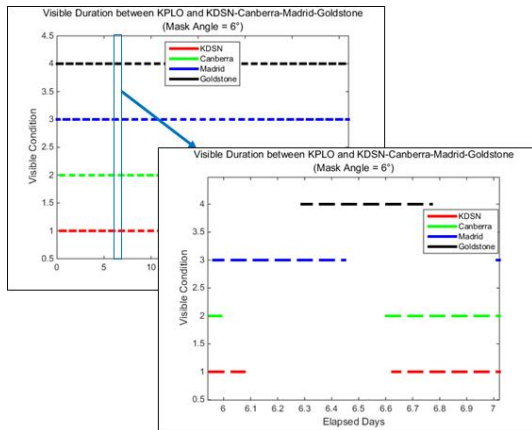


Fig. 14. Visible Duration b.t.w KPLO and K+DSN

위치해 있기 때문이다. 달의 위치는 지구의 적도 기준으로 주기적인 특성을 보이기 때문에 달이 북반구에 위치하면 KDSN을, 달이 남반구에 위치하면 Canberra가 궤도선과의 가시성 측면에서 유리하게 된다.

Figure 15는 궤도선과 K+DSN간의 비가시성 현황을 보여준다. 0~2일, 12~15일 그리고 26~29일 사이는 “Face-On” 구간이기 때문에 궤도선과의 교신은 연속적으로 가능한 반면 점차 “Edge-On”으로 넘어가면서 궤도주기가 118분인 KPLO의 경우 지상 안테나와의 비가시 기간은 최대 46분까지 증가함을 알 수 있다. K+DSN 조합의 지상 안테나를 이용하면 궤도선과의 비가시율은 약 25.79%이고, 비가시 기간은 총 31일 중 약 7.996일 정도임을 알 수 있다.

지상 안테나 조합 및 마스크 각도에 따른 시뮬레이션 수행 결과를 Table 3에 도출하였다. 비가

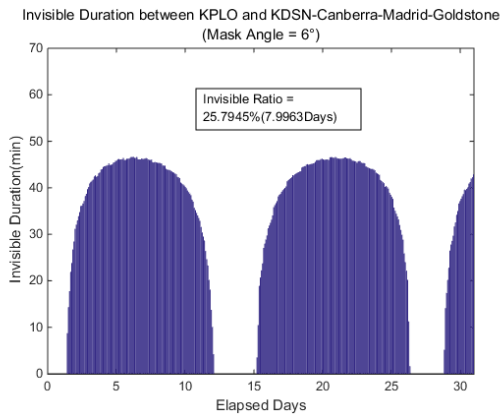


Fig. 15. Visible Duration b.t.w KPLO and K+DSN

Table 3. Invisible Ratio and Duration

안테나 조합	마스크 각도(°)	비가시율 (%)	비가시 기간(일)
K+DSN	6	25.795	7.996
	8	25.863	8.018
	10	26.207	8.124
K+USN	6	25.817	8.003
	8	25.850	8.013
	10	26.031	8.070

시율 및 비가시 기간에 대한 분석결과 마스크 각도가 커질수록 비가시 비율은 약간 증가하나 안테나 조합간의 차이는 그리 크지 않음을 알 수 있다. 31일 시뮬레이션 기간 동안 비가시 기간은 대부분 8일 전후이며, 이 기간은 궤도선이 달의 뒷면으로 넘어가서 지구에 구축된 지상 안테나와는 교신이 되지 않는 기간의 합이라고 볼 수 있다. 따라서 정상운영 단계에서는 KDSN을 주로 사용하되 DSN 또는 USN이 추가된다면 정상적인 임무를 수행하는데 문제가 없을 것으로 판단된다.

VI. 결 론

본 연구는 한국항공우주연구원에서 개발될 궤도선의 개요에 대해 기술하고, 기존의 저궤도나 정지궤도 위성과는 다른 지구-달 환경을 설명하였다. 또한 해외의 궤도선이 교신을 수행한 지상 안테나를 기술하고, 향후 발사될 궤도선에 적용 가능한 지상 안테나를 도출하였다.

궤도선은 발사장 위치, 대기궤도 기간, 지상 안테나 조합, 특히 전이궤적 등에 따른 임무 시나리오를 설정하여 발사에서부터 달 궤도 진입까지의 가시성 해석을 수행하였다. 해석 결과, 직접 전이궤적은 발사장 및 대기궤도 기간에 따라 가시성에 높은 영향을 준 반면, 위상 전이궤적은 지상 안테나의 조합이 가시성에 높은 영향을 줄 수 있었다. 또한 마스크 각도가 높아질수록 가시성은 전반적으로 약간 나빠졌고, 특히 위상 전이궤적은 마스크 각도의 증가에 따른 가시성 감소 비율이 꽤 큼을 알 수 있었다.

궤도선이 임무궤도에 진입한 경우에 대한 가시성을 설명하기 위해 “Face-On” 및 “Edge-On” 개념을 설명하였고, 2018년 1월 임무에 궤도를 설정하고 시뮬레이션을 수행하였다. KDSN만을 이용하여 궤도선과 가시성을 분석한 결과, 월 2회 발

생하는 “Face-On”에서는 최대 800분의 가시성이 확보되는 반면, “Edge-On”에서는 온전한 임무를 수행할 수 있는 패스가 하루에 약 4~6회 정도임을 알 수 있었다. DSN 및 USN을 추가하여 각 조합별 가시성을 분석한 결과, 두 조합에 따른 비가시율은 거의 동일했으며, 마스크 각도가 미치는 영향이 미미함을 알 수 있었다.

본 연구는 궤도선이 달 궤도에 진입하여 임무를 수행하기까지 여러 조합에 따른 가시성 분석을 수행함으로써 향후 궤도선 발사 및 운영시 안정적인 교신 시나리오를 수립하는데 도움이 될 것이다. 본 가시성 분석 결과는 궤도선의 탑재체들이 정해지고 해당 탑재체들이 생성하는 데이터의 양이 정해지면, 임무궤도에서의 일별 교신 스케줄을 기준으로 교신계획을 수립하고 궤도결정을 위한 추적데이터를 획득하는 방안을 마련하는데 활용될 것이다. 향후에는 임무궤도에서 궤도선을 운영시 지상국과 교신 가능한 패스를 기준으로 획득 가능한 과학데이터의 용량대비 지상 안테나를 이용한 과학데이터 전송률(data rate)의 비교연구(Trade-off Study)를 수행하여 궤도선의 온보드 메모리 용량 선정과 과학데이터를 지상국에 전송하기 위한 주파수 대역의 전송률을 선정할 계획이다. 또한 교신 가능한 지상 안테나로 KDSN만을 사용하거나 DSN 또는 USN을 추가하여 최적의 교신 계획을 수립할 예정이다.

References

- 1) K. Uesugi, "Results of the MUSES-A 'HITEN' Mission", *Advanced Space Research*, Vol. 18, No. 11, 1996, pp. 69-72.
- 2) 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.
- 3) David Lozier, Ken Galal, David Folta, Mark Beckman, "Lunar Prospector Mission Design and Trajectory Support", *AAS(American Astronautical Society)*, 1998.
- 4) Yasuhiro Nagae, "The System Concept of SELENE", *Acta Astronautica*, Vol. 45, 1999, pp.

197-205.

- 5) <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/chandrayaan-1>
- 6) Mark Beckman, "Mission Design for the Lunar Reconnaissance Orbiter", *29th Annual AAS Guidance and Control Conference*, 2006.
- 7) 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.
- 8) Michel Loucks, Laura Plice, Daniel Cheke, Cary Maunder, Brian Reich, "Trade Studies in LADEE Trajectory Design", *Proceedings of the 25th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 11-15 Jan, 2015.
- 9) Denis Estublier et al. "Electric Propulsion on SMART-1 : Technical milestone", *ESA bulletin* 129, February 2007 pp. 41-46
- 10) Su-Jin Choi, Young-Joo Song, Jonghee Bae, Eunhyeuk Kim, Gyanghyeok Ju, "Design and Analysis of Korean Lunar Orbiter Mission using Direct Transfer Trajectory", *J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, 2013, pp. 921-930.
- 11) <http://deepspace.jpl.nasa.gov/>
- 12) <http://www.sscspace.com/about-the-ssc-group>
- 13) <https://en.wikipedia.org/wiki/Moon>
- 14) NASA, Lunar Reconnaissance Orbiter Project "Mission Concept of Operation".
- 15) P.G. Antreasian, R.S. Bhat and el, "Navigation of the Twin GRAIL Spacecraft into Science Formation at the Moon", *23rd International Symposium on Space Flight Dynamics*, 29 Oct - 2 Nov, 2012.
- 16) Policastri, L. A., Carrico, J. P., and el, "Orbit Determination and Acquisition for LADEE and LLCD Mission Operations", *Proceedings of the 25th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 11-15 Jan., 2015.
- 17) <https://www.agi.com/>