

## 技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.11.1136

## NGSLR 시스템을 이용한 LRO 달 탐사선의 레이저 거리측정

임형철\*, Jan McGarry\*\*, 박종욱\*\*\*

## Laser Ranging for Lunnar Reconnaissance Orbiter using NGSLR

Hyung-Chul Lim\*, Jan McGarry\*\* and Jong-Uk Park\*\*\*

## ABSTRACT

One-way laser ranging technology is applied for the precise orbit determination of LRO, which is the first trial for supporting the missions of lunar or planetary spacecraft. In this paper, LRO payload and ground system are discussed for LRO laser ranging, and some errors effecting on time of flight and tracking mount accuracy are analyzed. Additionally several technologies are also analyzed to make laser pulses shot from ground stations to arrive in the LRO earth window. Measurement data of LRO laser ranging verified that these technologies could be implemented for one-way laser ranging of lunar spacecraft.

## 초 록

NASA가 발사한 LRO 달 탐사선의 정밀궤도 결정을 위해서 지상에서 발사한 레이저를 이용하여 단방향 거리측정 기술이 적용되었는데, 이는 실제 탐사선의 임무에 활용되는 첫 번째 시도라고 할 수 있다. 본 연구에서는 LRO 달 탐사선의 레이저 거리측정을 수행하는 탑재체 및 지상 시스템, 레이저 비행시간 및 망원경 지향 오차 요소들을 분석하였다. 또한, 지상에서 발사한 레이저 펄스가 earth window내에 검출되기 위한 기술들을 분석하였다. 이러한 기술들을 적용하여 실제 LRO 달 탐사선의 레이저 추적을 통해서 관측한 데이터를 분석하고 이를 통해 성공적인 단방향 거리측정 기술이 구현될 수 있음을 확인하였다.

**Key Words** : Laser Ranging(레이저 거리측정), Lunar Reconnaissance Orbiter(달 탐사선), Lunar Orbiter Laser Altimeter(달 궤도선 레이저 고도계), Satellite Laser Ranging(위성 레이저거리측정), Precise Orbit Determination(정밀궤도결정)

## 약 어

GSFC : Goddard Space Flight Center  
LRO : Lunar Reconnaissance Orbiter  
LOLA : Lunar Orbiter Laser Altimeter

LROC : Lunar Reconnaissance Orbiter Camera  
LR : Laser Ranging  
USN : Universal Space Network  
MET : Mission Elapsed Time  
ILRS : International Laser Ranging Service  
SLR : Satellite Laser Ranging

† 2010년 9월 1일 접수 ~ 2010년 10월 11일 심사완료

\* 정회원, 한국천문연구원, 우주과학연구부

교신저자, E-mail : hclim@kasi.re.kr

대전광역시 유성구 화암동 61-1

\*\* 정회원, NASA/GSFC code 694

\*\*\* 정회원, 한국천문연구원, 우주과학연구부

CPF : Consolidated Prediction Format	System
CRD : Consolidated Ranging Data	SOC : Science Operation Center
PDS : Planetary Data System	FDF : Flight Dynamics Facility
DOC : Data Operation Center	MOC : Mission Operation Center
CDDIS : Crustal Dynamics Data Information	ToF : Time of Flight

## 1. 서 론

달 탐사를 위해 1959년 구소련의 Luna 2호가 발사된 이후, 1966년에는 무인 탐사선인 Luna 9호가 최초로 달에 착륙하였다. 1969년 발사된 미국의 Apollo 11호는 인류 역사상 처음으로 달에 인간의 발자국을 남기게 하였으나, Apollo 및 Luna 프로그램은 각각 1972년, 1976년에 종료되었다. 따라서 이후 약 30년 동안 달 탐사선 개발이 이루어지지 않아 1970년대 중반까지 오직 12명의 인간만이 달에 발자취를 남기었다. 그러나 21세기에 들어서는 일본, 중국 및 인도가 달 탐사선 발사에 새로 합류하였고, 2009년 6월에는 NASA의 GSFC가 LRO 달 탐사선을 발사함으로써 달 탐사가 다시 본격적으로 재개되기 시작하였다.

LRO 달 탐사선 임무의 주요 목적은 향후 인간이 보다 안전하게 달에 착륙할 수 있는 착륙 지점을 조사하고, 물의 존재 여부를 파악하기 위한 물리, 지질, 화학적 분석을 수행하는 것이다. 이를 위해서 LOLA를 비롯하여 7개의 탑재체를 가지고 50km 고도를 가지는 극궤도에서 약 1년간 임무를 수행하면서 다양한 관측 데이터를 지구에 전송하고 있다. 특히 안전한 착륙 지점을 선정하기 위해서는 전체적인 달의 지형학적 모델과 함께 고정밀의 측지학적 좌표계 생성이 중요한 요소인데, 이러한 역할을 LOLA 탑재체가 수행하고 있다.

LOLA 탑재체는 1064nm 파장의 레이저를 발사하여 달 표면에 반사되어 되돌아오는 광자를 수신함으로써 거리를 측정하는데 약 10cm 정밀도를 요구하고 있다. 또한 LROC 탑재체는 협시야와 광시야 카메라를 장착하고 있는데, 협시야 카메라의 경우 50cm 픽셀 분해능을 요구하고 있다. 따라서 이러한 탑재체의 성능 요건을 만족시키기 위해서는 LRO 달 탐사선은 수 m 수준으로 radial 성분의 궤도 정밀도를 만족시켜야 한다.

LRO 달 탐사선의 기본 추적 시스템은 S 밴드 링크에 기반하는데 지상에서 LRO 달 탐사선을 하루에 약 20시간 추적 가능하다. 이는 Dongara

(호주), Kiruna(스웨덴), Weilham(독일) 및 South Point(하와이)에 있는 S 밴드 추적 관측소들로 구성된 USN를 이용하기 때문이다. USN의 도플러 정밀도는 약 2.5mm/s를 가지므로 LRO 달 탐사선의 궤도 정밀도를 radial 방향으로 약 10m, along-track과 cross-track 방향으로 300m 수준으로 제공할 수 있다[1]. 따라서 S 밴드 추적을 통한 도플러 효과 및 LOLA 데이터를 이용한 altimetric crossovers 방법[2,3]을 병합하는 LRO 달 탐사선의 궤도 결정은 이러한 정밀도를 만족시킬 수 없다. 그러나 지상 관측소에서 발사한 532nm 파장의 레이저 펄스를 LRO 달 탐사선의 검출기에서 도착하는 시간을 측정하는 레이저 거리측정(LR) 방법을 추가함으로써 궤도 정밀도는 크게 향상되어 이러한 추적 정밀도를 만족시킬 수 있다.

지상 관측소에서 발사한 레이저 펄스를 이용한 행성 탐사선의 LR 방식은 크게 단방향 및 양방향이다. 단방향 LR 방식은 지상 관측소에서 발사한 레이저 펄스를 탐사선의 트랜스폰더가 수신하여 탐사선에서 레이저 펄스의 도착시간을 측정하는 방식이다. 양방향 LR 방식은 지상 관측소에서 발사한 레이저 펄스를 탐사선에 있는 트랜스폰더가 수신하면 탐사선이 레이저 펄스를 다시 지상으로 발사해 주는 방식이다. 양방향 방식은 탐사선의 레이저 펄스 발사가 지상 관측소에서 오는 레이저 펄스의 검출시간과의 종속여부에 따라 echo 및 asynchronous 방식으로 구분할 수 있다. 단방향 LR 실험[4]은 81 Gm 떨어진 화성 탐사선인 Mars Global Surveyor, 양방향 LR 실험[5]은 24 Gm 떨어진 MESSENGER 수성 탐사선을 대상으로 이루어졌다.

달 및 행성 탐사선의 정밀 궤도를 요구하는 임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 기존의 추적 시스템이외에 LR 시스템이 추가적으로 요구되고 있다. 전 세계적으로 인공위성에 대한 LR 시스템은 40여개가 운영되고 있으나, 행성 탐사선에 대한 LR 실험은 오직 NASA의 GSFC에서만 수행되었다. NASA는 기존의 행성 탐사선에 대한 LR 실험을 통해 확보한 기반기술을 바탕으로

로 2009년에 발사한 LRO 달 탐사선에 단방향 LR 기술을 실제 활용함으로써 LRO 임무를 효과적으로 수행하는데 일조하리라 기대된다.

본 연구에서는 LRO 달 탐사선의 LR 시스템 분석과 함께 NASA의 GSFC가 운영하고 있는 NGSLR 시스템을 이용한 LRO 달 탐사선 추적, LR 관측 데이터의 자료처리 결과 및 분석을 수행하였다. 본 논문은 단방향 LR을 다루고 있다.

## II. LRO 레이저 거리측정 시스템

### 2.1 LRO 달 탐사선

LRO 달 탐사선이 주어진 임무를 수행하기 위해서 순항, 달 궤도 진입, commissioning, 탐사 임무, 과학 임무 단계를 거친다. Atlas V401 로켓으로 발사한 LRO 달 탐사선은 달까지 약 4일이 소요되고, 달 궤도에 진입한 이후 quasi-frozen 궤도를 선회하면서 탐사선 및 각종 탑재체의 점검 및 보정을 수행하는 commissioning 단계에 접어든다. 이후 50km 고도를 갖는 극 원궤도를 돌면서 달 탐사 임무를 약 1년간에 걸쳐 수행하고, 다음 단계인 과학 임무를 최대 3년 동안 수행한다.

LRO 달 탐사선은 지상 관측소에서 발사한 레이저 펄스를 수신하여 지구와 탐사선간의 거리측정을 위해서 LR 망원경, 광섬유 케이블, 검출기 및 타이밍 전자장비로 구성된다(Fig. 1). LR 망원경은 3.81cm 직경과 30mrad 시야각을 가지고 지구를 바라보도록 운영되며, 하이게인 안테나의 주 반사경안의 중심에서 벗어난 곳에 구멍을 뚫어 하이게인 안테나의 브래킷에 고정되어 있다. 광케이블(Fiber optic cable)은 LR 망원경으로부터 LOLA의 1번 채널 검출기까지 광 신호를 전달하는데, 길이가 10m에 달한다. 검출기 및 타이밍 전자장비는 LOLA 탑재체의 일부로서 레이저 펄스의 도착시간을 측정한다. LOLA 탑재체는 Mars Global Surveyor 및 MESSENGER 탐사선에 사용한 레이저 고도계와 비슷하지만, 레이저 펄스를 5개의 빔으로 분할하여 달 표면에 발사하므로, 이들을 수신하기 위해서 다섯 개의 수신 채널을 가지고 있다. 1번 수신채널은 파장분할 멀티플렉스를 통해서 지상 관측소에서 발사한 532nm 파장의 레이저와 달 표면으로부터 반사된 1064nm 파장의 레이저 신호를 수신하며, LOLA의 시간측정 정밀도는 0.5ns 표준편차를 가진다[3].

LOLA 타이밍 전자장비는 두 개의 거리측정 window를 갖는다. 하나는 지상 관측소에서 발사

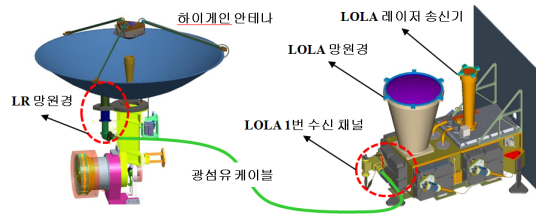


Fig. 1. 레이저 거리측정을 위한 LRO 구성도

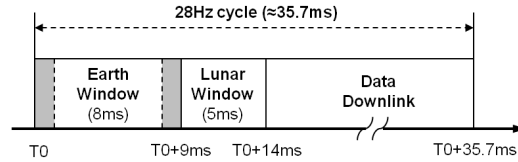


Fig. 2. earth 및 lunar window 개념도

한 532nm 파장의 레이저 펄스 수신용으로 이를 earth window라 하며, 다른 하나는 달 표면으로부터 반사되어 되돌아오는 1064nm 파장의 레이저 펄스를 수신하기 위한 lunar window라 한다. 두 개의 window는 지상 관측소에서 발사한 레이저 펄스와 달 표면에서 반사되어 되돌아오는 레이저 펄스를 구별하기 위해서 시간상으로 분리되어 있다(Fig. 2). earth window의 폭은 8ms, lunar window는 5ms 폭을 가지고 28Hz로 개폐를 반복한다. 달 탐사선 시간은 오실레이터(Symmetricom 9500)에 의해 유지되며 1시간에  $1 \times 10^{-12}$ sec, 하루에  $2 \times 10^{-11}$ sec의 안전성을 가지는데, 이들 window는 MET에 따라 1pps로 달 탐사선 시간과 동기되어 있다[3,6].

### 2.2 NGSLR 시스템

지상 관측소는 달 궤도를 선회하는 LRO 달 탐사선을 추적하여 레이저 펄스가 earth window 내에 수신 되도록 레이저 펄스 발사 시간을 제어하도록 요구되고 있다. 또한 LOLA 검출기 보호를 위해서 LR 망원경에 도착하는 레이저 에너지는  $1 \sim 10 \text{ fJ/cm}^2$  이내, 레이저 파장은  $532 \pm 0.15 \text{ nm}$ , 레이저 펄스 폭은 8ns 이하, 레이저 반복율은 28Hz 미만, 레이저 발사 시간의 정밀도와 분해능은 각각 UTC와 100ns 이내 및 100ps 미만이 요구되고 있다[6].

현재 ILRS 국제기구에 참여하고 있는 몇 개의 SLR 관측소만 LRO 달 탐사선 LR에 참여하고 있으나, NASA/GSFC가 운영하는 NGSLR 시스템이 LRO 달 탐사선 추적의 핵심적 역할을 수행한다. NGSLR 관측소를 제외한 나머지 관측소는 7, 10, 14Hz 레이저 반복율을 사용하는데,

10Hz로 LOLA와 비동기화된 시스템의 경우 초당 2~4개 정도의 펄스가 LOLA earth window 범위에 들어오며, 나머지 6~8개는 LOLA에 의해서 잡음으로 처리된다.

NGSLR 시스템은 전 세계적으로 유일하게 eye-safe 기능을 갖춘 저출력 및 KHz 반복율의 레이저 시스템을 사용하고, 자동운영 기능을 갖춘 NASA의 차세대 SLR 관측소 개발을 위한 모델이다. 현재 NGSLR 시스템은 반사경을 장착한 인공위성에 대한 양방향 LR 기능과 탐사선의 트랜스폰더에 대한 단방향 또는 양방향 LR 기능도 함께 가지고 있다. LRO 달 탐사선에 대한 LR을 수행하기 위해서 NGSLR 시스템은 기존의 120μJ 에너지와 2KHz 주기를 갖는 레이저 시스템 이외에 28Hz 주기, 5.5ns 레이저 펄스, 50mJ 펄스 에너지를 갖는 레이저 시스템을 추가하였다 (Table 1). 또한, 고에너지 레이저로부터 항공기 조정사의 시력피해를 방지하고자 항공기 검출용 레이다 시스템을 설치하고, 레이저 펄스가 earth window내에 도착할 수 있도록 소프트웨어에 의한 레이저 펄스의 발사 시간을 제어하는 기능을 추가하였다.

NGSLR 시스템은 UTC 기준시간과 100ns 이내로 시간을 제공하는 루비듐 원자시계에 기반한 GPS 수신기(TrueTime XL-DC)이외에 세슘 원자시계(Symmetricom 4310)를 별도로 사용하는데, 0.2ns 보다 정밀하게 레이저 펄스의 발사 시간을 결정하기 위해서 시간당 수 ns 이내의 안정성을 가지고 있다. 세슘 원자시계는 Honeywell사에서 개발한 이벤트타이머에게 10MHz 외부입력 신호를 제공하며, 이벤트타이머는 수 ps 정도의 분해

Table 1. LRO 추적용 NGSLR 시스템 사양

구 분	사 양
레이저 에너지	50mJ/pulse
레이저 파장	532nm
펄스폭 및 반복율	5.5ns, 28Hz
빔 발산각	55μrad
지향 정밀도	10μrad
LRO 궤도예측 정밀도	10μrad
레이저 송신 효율	50%

능과 약 30 ps 정도의 절대 정확도를 가지고 레이저 펄스의 발사 시간을 측정한다.

### 2.3 지상 네트워크

지상 네트워크는 Fig. 3에서 보이는 바와 같이 LRO 운영, LOLA 임무 및 LR 임무로 구분할 수 있다. FDF에서는 S 밴드 추적, LOLA 및 LR 데이터를 바탕으로 매일 10일간의 예측궤도력을 CPF 파일로 생성하는 임무를 수행한다. 지상 추적소는 핵심 다운링크를 담당하는 White Sands 이외에 4개의 USN 추적소로 구성되며 S 밴드를 이용한 LRO 달 탐사선을 추적하고, Ka 밴드를 통해 텔레메트리를 수신한다. MOC는 LRO 하이게인 안테나 추적 스케줄(WOTIS), LRO 클럭 정보(SCLK), 레이저 발사가능 정보(Go/NoGo), 지구에서 LRO 시야 여부에 관한 파일을 생성하여 궤도예측력 및 LOLA 데이터와 함께 SOC로 전송한다.

지상 관측소와 LOLA에서 측정한 LR 데이터는 각각의 개별 시계에 의해 기록되는 시간 쌍으로 이루어지므로 대략적인 단방향 비행시간을 나

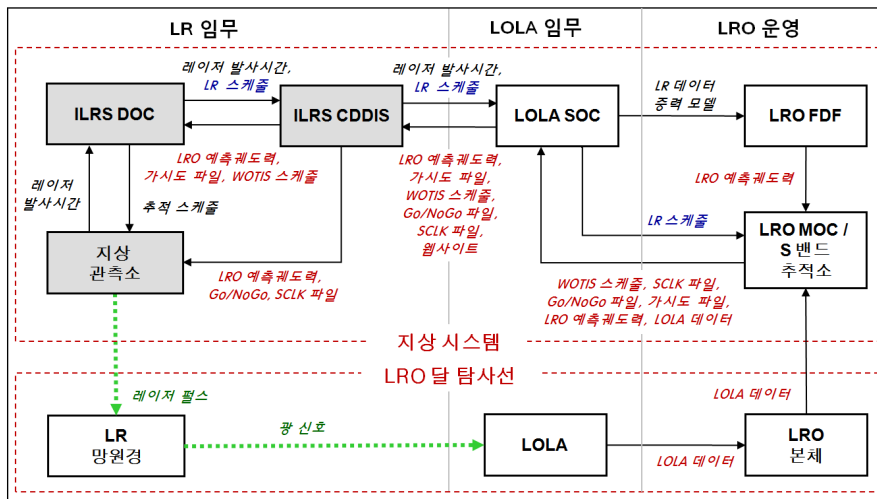


Fig. 3. LR를 위한 지상 네트워크 구성도

타낸다. SOC는 GEODYN/Solve[7] 소프트웨어를 이용하여 미지수들을 추정하는 과정에서 지상 관측소 바이어스와 달탐사선의 클럭 drift를 산출하여 LRO 달 탐사선의 거리 데이터를 생성한다. LRO 달 탐사선의 거리를 ±10cm 정밀도로 측정하기 위해서 28Hz 관측 데이터는 평균하여 1초에 한 개의 거리측정 데이터와 5초 간격의 정규점 데이터를 CRD 포맷으로 생성하여 PDS에 저장한다. 또한, SOC는 거리 데이터의 정밀도를 높이기 위한 목적으로 오븐제어 수정 발진기(Oven controlled crystal oscillator)의 drift를 최소화하기 위해서 클럭 drift를 모니터링 하며 온도의 변화와 달 탐사선으로부터 공급되는 전압에 대한 상관관계를 산출한다.

LRO 달 탐사선 LR은 오직 업링크로만 레이저를 발사하여 거리를 측정하므로 정상적인 SLR 운영과는 달리 레이저 반사에 대한 피드백 정보가 없어 지상 관측소는 발사한 레이저 펄스가 earth window에 수신되는지 알 수 없다. 따라서, SOC는 준실시간으로 수신한 LOLA 데이터를 바탕으로 지상에서 발사한 레이저 펄스가 earth window 어느 지점으로 들어오는지, 에너지는 얼마인지에 관한 정보를 산출한다. 이러한 정보는 암호 보안이 된 웹사이트에서 그래프 형태로 제공되어 LRO 달 탐사선 LR에 참여하는 모든 관측소에게 피드백 되는데, 지상 관측소는 earth window에 레이저 펄스가 도착하도록 레이저 발사를 제어하게 된다. 웹사이트 그래프는 약 15~20초 지연되어 LRO 달 탐사선의 이벤트가 표시된다.

지상에서 발사한 고 에너지 레이저로부터 LOLA 검출기를 보호하기 위해서 LR과 관련된 모든 데이터는 공개되지 않는다. 그러나 지상 관측소의 LR 수행을 위해 제한된 정보만을 LR 프로그램에 참여하는 관측소들에게 LRO 보안 및 안전에 관한 확약을 받고서 공개되며, CDDIS는 이러한 정보 보안을 위한 창구 역할을 한다. DOC는 LRO 달 탐사선의 LR 프로그램에 참여하는 개별 관측소들에 대한 추적 스케줄을 생성하는데, S 밴드 추적소들이 다운링크하는 동안에 지상 관측소들이 LR을 수행할 수 있도록 스케줄되어 있다.

### III. LRO 레이저 추적

LRO 달 탐사선에 대한 레이저 추적을 위해서는 LRO 궤도예측, 레이저 ToF 오차 및 망원경 지향 오차를 계산해야 한다. CPF 파일은 지구중

심 지구고정 및 지구 중심 관성계에서 예측 궤도력을 제공하고 있는데, LRO FDF에서 생성하는 예측 궤도력은 지구중심 지구고정 좌표계에서 60초 간격으로 LRO 달 탐사선에 대한 위치 정보를 포함하고 있다. 따라서 주어진 시간에 LRO의 정밀한 위치를 계산하기 위해서는 라그랑지 내삽법에 의해 궤도력을 구할 수 있다. 관측소 중심 좌표계로 변환된 관측소-LRO 벡터로부터 레이저 ToF 및 망원경 지향각을 구할 수 있다. 그러나 earth window가 열릴 때 레이저 펄스가 도착하기 위해서는 ToF 및 망원경 지향 오차를 고려하여야 한다.

레이저 ToF 및 망원경 지향 오차에 영향을 주는 요소는 지구 자전, 지구 대기, 광행차 및 상대론에 의한 효과 등이다(Table 2). 지구 자전은 망원경 지향 오차를 유발하고, 지구 대기에 의한 ToF 지연량 및 굴절량은 Marini-Murray 모델[8]에 의해서 계산될 수 있는데, 고도 10도에서 약 300arcsec 정도의 굴절 오차를 유발한다. 광행차는 인공위성을 포함한 모든 물체에 적용되는 광시간(light-time) 광행차와 달과 행성에 적용되는 별 광행차로 구분할 수 있다. CPF 궤도력은 광시간 광행차를 보정하여 생성되며, 별 광행차는 달의 경우 약 1~2arcsec, 화성의 경우 30arcsec 이상의 지향 오차를 유발한다. 실제 LRO 거리와 유클리드 기하학에 기초한 거리 차이를 일으키는 상대론 효과는 지구 공간 곡률에 의해 약 25ns, 지구-달 공간 곡률로 인한 0.135ns ToF 오차를 유발한다. 또한 상대론 효과는 행성 탐사선의 오실레이터의 시간 오차를 유발하는데 그 양이 0.03 ~ 5ns/sec 정도에 이른다[9]. 달 및 행성 탐사선의 정밀한 레이저 추적을 위해서 CPF 파일은 광행차와 상대론 효과에 의한 보정값을 제공한다. 그러나 LRO 달 탐사선의 경우, 이러한 보정값은 지상 관측소의 빔 발산각 및 earth window에 비해 적은 양이므로 LRO FDF에서 생성하는 CPF 파일에 생략되어 있다. 따라서 NGLR 시스템은 LRO 달 탐사선 추적을 위해서 지구 대기에 의한 굴절 및 지연 효과만 고려하고 있다.

Table 2. LRO 달 탐사선의 레이저 추적에 영향을 주는 오차 요인

구분	오차 요인
레이저 ToF 오차	지구 대기 지연, 상대론 효과, 시스템 지연
망원경 지향 오차	지구 자전, 지구 대기 굴절, 광행차



Fig. 4. LRO 달 탐사선의 레이저 추적 (NGSLR 및 MOBLAS-7 시스템)

레이저 펄스가 earth window가 열릴 때 도착하도록 지상 관측소의 레이저 발사 명령을 제어하기 위해서는 earth window 개폐 시간정보, 레이저가 망원경 고정점(invariant point)을 통과하는 시간을 결정할 수 있는 시스템 지연량을 알아야 한다. earth window 개폐에 대한 시간 정보는 LRO MOC에서 제공하는 SCLK 정보를 통해서 알 수 있으며, 광학 및 전자적 지연에 따른 시스템 지연량은 사전 실험을 통해서 결정된다.

Fig. 4는 NASA/GSFC가 운영하는 NGSLR 및 MOBLAS-7 시스템을 이용한 LRO 달 탐사선의 동시 레이저 추적 모습을 보여준다. Fig. 5와 6은 각각 NGSLR 시스템을 이용한 고도 및 방위각, ToF 변화를 보여주고 있는데 날짜가 지남에 따라 달의 최대 고도가 높아지고 있다. 3일간 3회의 LRO 달 탐사선 레이저 추적이 가능하며, 2일째에는 3회, 3일째는 4회에 걸쳐서 연속적인 레이저 추적이 불가능한데 이는 달에 의해 LRO 달 탐사선이 가려지기 때문이다. LRO 레이저 추적을 위해 요구되는 마운트의 최대 구동속도는 방위각 및 고도에 대해서 각각 17arcsec/sec, 10arcsec/sec 미만이나, 레이저 빔 발산각이 작아 정확하게 LRO 달 탐사선 위치를 지향해야 하므로 마운트는 매우 높은 추적 및 지향 정밀도를 요구한다(NGSLR 경우 1arcsec 이내). Fig. 6에서 ToF가 주기성을 보이는 것은 LRO 달 탐사선의 궤도 주기에 따른 것이며, LRO 달 탐사선의 궤도면이 NGSLR 시스템의 시선 방향과 일치할수록 ToF 변화율이 커짐을 알 수 있다. 28Hz 반복율을 가지는 NGSLR 시스템에 대해서 펄스 발사당 최대 ToF 변화율은 약 5.6 $\mu$ s 정도 값을 갖는다.

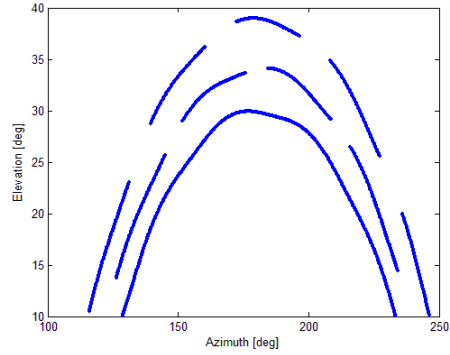


Fig. 5. LRO 추적을 위한 Az 및 Elevation 변화(2009.1.1 ~ 2009.9.3)

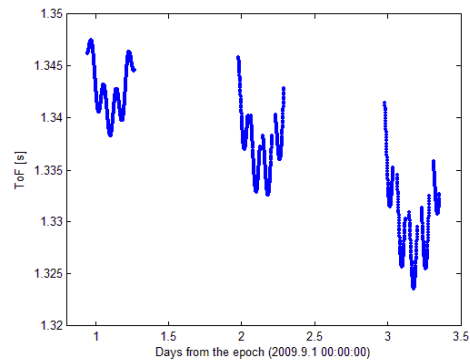


Fig. 6. LRO 추적을 위한 ToF 변화

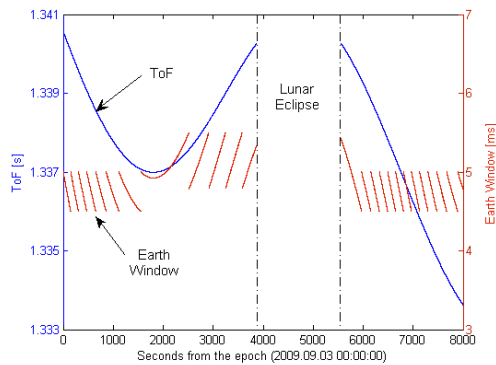


Fig. 7. earth window내 레이저 펄스 도착 시간

NGSLR 시스템은 지상에서 발사한 레이저 펄스가 earth window 개방때 도달하게 하기 위해서 레이저 발사 시간을 계산한다. CFP 파일로부터 LRO 궤도예측을 통해 단방향 ToF를 계산하고, 지구 대기에 의한 지연 효과, 레이저 발사 시스템 지연 시간을 고려하여 UTC 체계에 기반하여 레이저 도달 시간을 결정한다. 이 시간을 다시 SCLK 파일을 사용하여 MET에 기반한 레



이제 도달 시간을 계산한다. MET와 UTC 변환의 정밀도는 SOC에 의해 변환 파라미터가 결정되기 이전까지  $\pm 3\text{ms}$  이므로 earth window의 4.5~5.5ms 중심 범위에 레이저 펄스가 도달하면 레이저를 발사하고, 그렇지 않으면 소프트웨어는 다음 레이저 발사 여부를 검사할 때까지 500 $\mu\text{s}$ 를 기다린다. Fig. 7은 NGSLR 시스템이 레이저 발사를 제어한 경우 earth window내에 레이저 펄스 도착시간을 ToF와 함께 보여주고 있다. ToF가 감소될수록 레이저 펄스가 earth window 영역에서 4.5ms 이하로 떨어지고, ToF가 증가할수록 5.5ms 이상으로 벗어나므로 레이저 펄스가 earth window의 4.5~5.5ms에 도달하도록 레이저 발사 제어가 필요하다.

#### IV. LRO 레이저 거리측정 결과

LRO 달 탐사선이 commissioning 단계에 있는 2009년 7월 28일 21시 18분에 NGSLR 및 MOBLAS-7 시스템을 이용하여 레이저 추적 수행하였다.

Fig. 8은 earth window에서 측정된 이벤트를 보여주고 있으며, Fig. 9는 특정 구간에 대해 지구에서 오는 잡음을 제거하고 NGSLR 시스템에서 발사한 레이저 펄스의 이벤트만을 보여주고 있다. NGSLR 및 MOBLAS-7 시스템에서 발사한 레이저 펄스에 대한 earth window의 이벤트는 각각 직선 및 곡선 형태를 갖는다(Fig. 8 참조) 이는 NGSLR 시스템의 레이저 반복율은 28Hz로 earth window 개폐 주기와 동기되어 있지만, MOBLAS-7 시스템은 10Hz의 레이저 반복율을 사용하기 때문이다.

NGSLR 시스템은 earth window내 이벤트가

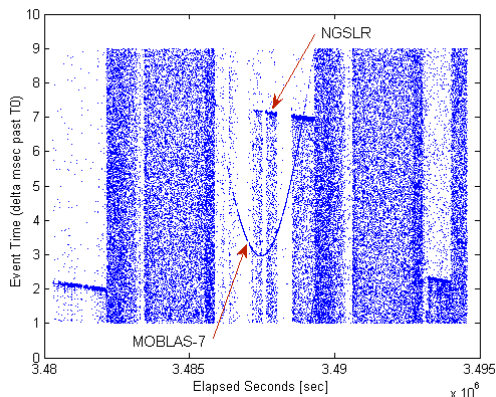


Fig. 8. NGSLR 및 MOBLAS-7을 이용한 LOLA earth window의 관측 데이터

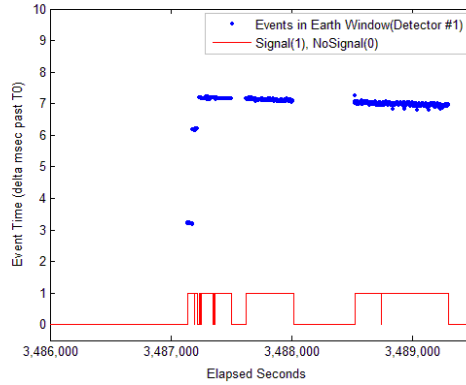


Fig. 9. LOLA에서 측정 한 NGSLR 시스템의 거리측정 데이터

4.5~5.5ms 내에 분포하도록 레이저 발사를 제어 하지만 실제로는 대부분 7~8ms에 집중되어 있다 (Fig. 9 참조). 이는 LRO 달 탐사선의 초기 CPF 궤도력이 정밀하지 못한 이유에서 기인한다. 따라서 LRO 레이저 추적 시 수동으로 ToF의 시간 바이어스를 생성하여 레이저를 발사하기 때문에 earth window내 이벤트가 3개의 구간으로 구분 되어 있다.

#### V. 결 론

광학 및 전자 기술이 발달함에 따라 달 및 행성 탐사선의 궤도를 정밀하게 결정할 수 있는 레이저를 이용한 거리측정 방법이 실현되었다. LRO 달 탐사선은 정밀한 임무를 수행하기 위해서 지상에서 발사한 레이저 펄스를 검출하여 단 방향 거리측정이 가능한 LOLA 탑재체를 가지고 있다. 본 연구에서는 LRO 달 탐사선의 레이저 추적을 위해서 레이저 ToF 및 망원경 지향 오차에 영향을 주는 요소들을 분석하고, 지상에서 발사한 레이저 펄스가 earth window내에 검출되기 위한 기술들을 분석하였다. 또한, 이러한 기술들을 NASA/GSFC의 NGSLR 시스템에 적용하여 실제 LRO 달 탐사선의 레이저 추적을 성공적으로 수행할 수 있음을 확인하였다. LRO 달 탐사선의 레이저 추적을 통해 LOLA에서 관측된 단 방향 LR 데이터는 10cm 이내의 거리측정 정밀도를 가지므로 radial 성분은 1m, along-track 및 cross-track 성분은 50m 이내로 LRO 달 탐사선의 궤도를 정밀하게 결정할 수 있다. LRO 달 탐사선의 LR 추적이 성공함으로써 향후 달 및 행성 탐사선에 대한 레이저 거리측정 기술이 본격적으로 사용될 것으로 기대된다.

## 후 기

본 연구는 NASA/GSFC에서 제공한 LRO 추적과 관련한 정보를 바탕으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다.

## 참고문헌

- 1) Zuber, M. T., Smith, D. E., Zellar, R., Neumann, G. A., Sun, X., Connelly, J., Matuszeski, A., McGarry, J. F., Ott, M., Ramosizquierdo, L., Rowlands, D. D., Zagwodzki, T., and Torrence, M. H., "The lunar reconnaissance orbiter laser ranging investigation", *Space Science Reviews*, Vol. 150, pp. 63-80.
- 2) Shum, C. K., Zhang, B. H., Schutz, B. E., and Tapley, B. D., "Altimeter crossover methods for precision orbit determination and the mapping of geophysical parameters", *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 38, 1990, pp. 355~368.
- 3) Rowlands, D. D., Pavlis D. E., Lemoine, F. G., Neumann, G. A., and Luthcke, S. B., "The use of laser altimetry in the orbit and attitude determination of Mars Global Surveyor", *Geophysical Research Letter*, Vo. 26, No. 9, 1999, pp. 1191-1194.
- 4) Abshire, J. B., Sun, X., Neumann, G., McGarry, J., Zagwodzki, T., Jester, P., Riris, H., Zuber, M., and Smith, D. E., "Laser Pulses from Earth Detected at Mars", *Conference on Lasers and Electro-Optics(CLEO-06)*, Long Beach, California, May 2006.
- 5) Smith, D. E., Zuber, M. T., Sun, X., Neumann, G. A., Cavanaugh, J. F., McGarry, J. F., and Zagwodzki, T. W., "Two-Way Laser Link over Interplanetary Distance", *Science*, Vol. 311, No. 5757, 2006, p. 53.
- 6) Smith, D., Zuber, M., Torrence, M., McGarry, J., and Pearlman, M., "Laser Ranging to the Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO)", *Proceedings of 15th International Workshop on Laser Ranging*, Vol. 2, 2006, pp. 468-471.
- 7) Pavlis, D. E., Poulouse, S. G., Rowton, S. C., and McCarthy, J. J., "GEODYN Operations Manuals", Raytheon ITTS contractor report, Lanham, MD.
- 8) Marini, J., W., Murray, C., W., 1973, X-591-73-351 report, NASA GSFC.
- 9) Ricklefs, R. L., "Consolidated Laser Ranging Prediction Format Version 1.01", ILRS report, 2006.