

달 궤도 진입 목표값 변화에 따른 궤도요소 변화 연구

최수진^{1,†} · 김인규¹ · 문상만¹ · 민승용¹ · 류동영¹

¹한국항공우주연구원 달탐사연구단 달탐사체계팀

A Study on Variation of Orbital Elements according to Variation of Target Value of Lunar Orbit Insertion

Su-Jin Choi^{1,†}, In-Kyu Kim¹, Sang-Man Moon¹, SeungYong Min¹, Dong-Young Rew¹

¹Lunar Exploration System Team, Korea Aerospace Research Institute

Abstract : Korea Aerospace Research Institute(here after KARI) has a plan to launch experimental lunar orbiter in 2018, and lunar orbiter and lander in 2020. There are several ways to go to the moon. Which one is direct transfer trajectory and another one is phasing loop transfer trajectory and the other one is WSB trajectory. Regardless of the transfer trajectories, LOI maneuver is the most important maneuver of all mission sequences because if this burn is failed, it is too difficult to get into the lunar orbit in the future. This paper describes first LOI target value of foreign lunar orbiters and analyzes orbital variations of experimental lunar orbiter according to various target values. By analyzing the variation of orbiter parameter after first LOI, proper orbital period for LOI target value are recommended to meet the inclination, apoapsis and periapsis altitude constraints.

Key Words : Lunar Orbit Insertion, Lunar Orbiter, Orbital elements, ΔV , Target Value, Inclination, Eccentricity, Burn Duration

1. 서 론

해외의 달 궤도선들은 발사체의 발사 능력에 따라 지구 저궤도에 투입된 이후 발사체 상단 또는 SRM(Solid Rocket Motor) 등을 이용하여 한 번에 달로 진입하는 직접 전이궤적을 이용하는 경우가 있고[1-2], 정지궤도 또는 고 타원궤도에 투입된 이후 궤도선 자체의 추진계를 이용하여 지구를 여러 번 회전한 후 달로 진입하는 위상 전이궤적을 이용하는 경우가 있다[3-4]. 직접 전이궤적 또는 위상 전이궤적을 이용하여 달 궤도에 진입하는 경우 달 궤도 진입(LOI, Lunar Orbit Insertion)을 위한 방식은 동일하다고 볼 수 있고, 지구에서부터 태양과 지구의 평행점인 라그랑지 포인트(지구에서부터

약 100만 km)를 지나 달 궤도에 진입하는 WSB(Weak Stability Boundary) 궤적을 이용하더라도 달 궤도 진입에 요구되는 ΔV 가 다른 궤적에 비해 약 25%정도 감소하는 것을 제외하면 달 궤도에 진입하는 방식에는 큰 차이가 없다[5]. ΔV 란 현재 궤도에서 원하는 다른 궤도로 진입하기 위해서 요구되는 속도 차이를 의미하며, 일반적으로 인공위성의 경우 위성에 탑재된 추력기를 구동하여 원하는 궤도로 진입하기 위한 ΔV 를 도출한다. 달 궤도선은 중간경로수정 기동, 달 궤도 진입 기동 및 달 궤도 유지 기동을 위해 많은 연료를 가지고 있지만, 연료의 대부분을 사용하는 기동은 달 궤도로 진입하는 기동이다. 따라서 이 기동을 효율적이고 안정적으로 수행하기 위해 온보드 추력기의 추력레벨이 뿐만 아니라 LOI 기동을 위한 목표값이 적절하게 선정되어야 한다. 일반적으로 LOI 기동은 온보드 추력기의 추력레벨의 한계로 인하여 최소 3회 이상 수행하는데,

LOI-1 기동을 위한 목표값에 따라 LOI-2 및 LOI-3 기동에 큰 영향을 미치게 된다. 따라서 본 연구는 최근에 발사된 해외 달 궤도선들의 질량 대비 추력레벨을 조사하고, LOI-1 목표궤도에 진입하기 위해 요구되는 ΔV 및 점화기간을 기술하였다. 또한 2018년 발사 예정인 달 궤도선의 LOI-1 목표궤도에 따라서 각 궤도요소들이 어떻게 변화하는지를 분석하고, 달 궤도선에 적합한 LOI-1 목표궤도에 대한 요구사항을 도출하였다.

2. 해외 달 궤도선의 LOI-1을 위한 목표값

2.1 해외 달 궤도선의 전이 방식

일본, 인도 및 NASA Ames 센터와 같이 궤도선을 처음 발사하는 기관은 주로 위상 전이 방식을 선택했고[3-4], 경력이 많은 NASA GSFC(Goddard Space Flight Center)은 직접 전이 방식[1-2]을 그리고 NASA JPL(Jet Propulsion Laboratory)은 WSB 전이 방식을 통해 궤도선을 달에 진입시켰다. 달 궤도선은 1998년 이후 다양한 국가에서 발사가 되었고, 가장 최근에는 LADEE(2013년)가 발사 되었다[1-6].

2.2 궤도선 추력레벨/질량(T/M) 비율

해외 달 궤도선의 질량은 Table 1에 나타난 바와 같이 Lunar Prospector, GRAIL 및 LADEE가 약 300kg 전후로 소형급이며, LRO, SELENE, Chandrayaan 등이 약 2~3톤으로 중형급이었다. 추력 대비 질량의 비율은 온보드 추진계의 추력레벨을 궤도선의

질량으로 나눈 값이며, 추진계의 종류에 따라 비추력(Specific Impulse)이 달라지므로 이원추진제의 경우에는 질량/추력값 옆에 'B(Bipropellant)'로 표기하였고, 단일추진제의 경우에는 'M(Monopropellant)'으로 표기하였다. 이원추진제를 사용한 SELENE, Chandrayaan 및 LADEE의 경우 추력/질량 비율은 각각 16.6%, 31.8% 그리고 117.5%였지만, 단일추진제를 사용한 나머지 궤도선들은 7.2% ~ 44.5%의 비율을 보였다. GRAIL의 경우 WSB 궤적을 이용하기 때문에 LOI를 수행하는데 요구되는 ΔV 가 다른 궤적을 이용한 경우보다 25% 정도 적고 임무설계 측면에서 이러한 저 추력비율로도 달 궤도에 진입할 수 있도록 설계를 했기 때문에 아주 낮은 질량 대비 추력 비율이 가능함을 알 수 있다[1-6].

2.3 LOI-1 근월점 고도/경사각 및 궤도주기

해외의 궤도선은 LOI-1 기동 수행을 위해 84 ~ 590 km의 근월점 고도를 선정하였고, 달의 전 지역 영상을 촬영하기 위한 임무 때문에 대부분이 궤도선이 90°의 궤도경사각을 LOI-1의 목표궤도로 선택하였다. 궤도주기는 12시간 내외가 가장 많았고, 궤도선의 임무 및 기타 특성에 따라서 5시간 또는 24시간인 경우도 있었다. 5시간이 궤도주기인 LRO의 경우 추력기의 일부의 고장이나 탑재소프트웨어의 오류 등으로 정시에 추력기를 동작시킬 수 없는 상태 등을 대비하기 위해 특별히 짧은 궤도주기를 선택하였다[1-6].

Table 1 LOI-1 Target Orbit Parameters of Foreign Lunar Orbiters [1-6]

전이 방식	위성명 (발사연도)	질량/추력 (추력/질량비)	LOI-1 근월점 고도(경사각)	LOI-1 주기	LOI-1 & LOI-2 기동 시각	기간/회전수	$\Delta V(m/s)/$ 기간(min)
직접	Lunar Prospector(98)	296.4(6x22)M (44.5%)	100km(90°)	12.0 hrs	LOI-1 : 12:20:00, Jan 11 LOI-2 : 12:05:00, Jan 12	24/2	354.0/(32.0)
위상	SELENE(07)	3,000(1X500)B (16.6%)	100km(90°)	≈16.0hrs	LOI-1 : 20:55:29, Oct 03 LOI-2 : 23:01:13, Oct 05	50/3	298.4/(24.3)
위상	Chandrayaan (08)	1,380(1X440)B (31.8%)	504km(90°)	≈11.0 hrs	LOI : 11:33:54, Nov 08 LBN-1 :14:38:54, Nov 09	27/2	367.0/(13.6)
직접	LRO(09)	1,919(4X88)M (18.3%)	200km(90°)	05.0hrs	LOI-1 : 09:43:24, Jun 23 LOI-2 : 10:54:30, Jun 24	25/5	559.0/(39.2)
WSB	GRAIL(11)	306(1X22)M (7.2%)	84 km(90°)	11.5 hrs	LOI : 21:21:00, Dec 31 PRM-01~04 : Jan 10~13	240/20	191.7/(41.4)
위상	LADEE(13)	383(1X450)B (117.5%)	590km(157°)	24.0 hrs	LOI-1 : 10:57:00, Oct 06 LOI-2 : 10:57:00, Oct 09	72/3	267.0/(03.3)

2.4 LOI-1 및 LOI-2 기동 시각/기간

LOI-1 기동을 통해 달 궤도에 진입한 궤도선은 상태 점점 및 궤도결정에 필요한 시간외에 후속 기동을 위한 계획 등에 충분한 시간이 필요하기 때문에 LOI-2 기동을 하기까지 달 궤도에 머물러 있게 된다. 각 궤도선이 LOI-1 이후에 진입한 궤도 주기에 따라서 2회전 또는 3회전한 이후 LOI-2 기동을 수행하는 경우가 대부분이다. 다만 GRAIL의 경우에는 LOI-1 이후 약 10일 이후에 LOI-2 기동을 수행했다. 이러한 이유는 GRAIL은 동일한 위성 2기가 하루의 시간차를 두고 달 궤도에 진입했기 때문에 각 위성의 상태를 점검하고 운영에 요구되는 시간이 특별히 많이 필요하기 때문인 것으로 추정된다[1-6].

2.5 LOI-1 ΔV와 추진계 구동 기간

LOI-1을 수행하기 위해 요구되는 ΔV는 WSB 궤적을 이용한 GRAIL과 짧은 궤도주기로 진입한 LRO를 제외하고는 대부분 250 ~ 350 m/s 정도 요구됨을 알 수 있다. LOI-1의 목표 궤도주기가 동일하지 않고 추력에 대한 질량 비율 그리고 추진계의 종류(단일/이원)가 다르기 때문에 비슷한 ΔV를 생성하는데 요구되는 추진계 구동 기간이 다를 수 있다. 특히 GRAIL은 추력 대비 질량 비율이 매우 낮기 때문에 LOI-1에 요구되는 ΔV가 약 200m/s로 낮음에도 40분 이상의 구동 기간이 요구되는 반면, LADEE는 추력 대비 질량 비율이 매우 높아 LOI-1를 수행하는데 요구되는 추력기 구동 시간이 3.3분으로 아주 짧음을 알 수 있다[1-6].

3. 시뮬레이션 환경

달 궤도선의 근월점 고도 및 궤도 주기에 따라서 궤도 요소가 어떻게 변화하는지를 분석하기 위해 2장에서 분석한 내용을 기반으로 시뮬레이션 환경 및 궤도 주기를 아래와 같이 설정하였다. 또한 궤도의 변화는 궤도선이 LOI-1 기동 이후 약 3회 동안 달 궤도를 회전한다고 가정하였다.

- LOI-1 근월점 고도 : 100 ~ 600 km
- LOI-1 궤도 주기 : 6시간 ~ 30시간
- 달 궤도선 형상[7]

- 질량 : 550kg
- 추진제 : Mono-type(Hydrazine)
- 추력 : 100N

● 시뮬레이션 환경

- 지구 중력장 모델 : WGS84(8x8)
- 달 중력장 모델 : LP165P(150x150)
- 수치해석 모델 : Runge-kutta 78차
- 3체 섭동력 : Sun, Moon

● 동역학 모델[8]

$$\ddot{\vec{r}}_i = -G \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n \frac{m_j}{r_{ji}^3} \vec{r}_{ji} \quad (\text{Eq.1})$$

$$\vec{r}_{ji} = \vec{r}_i - \vec{r}_j \quad i = 1, \dots, n \quad (\text{Eq.2})$$

- 시뮬레이션 툴 : STK Astrogator[9]
- LOI-1 Epoch : 30 Jan 2020 22:06:05

4. 근월점 고도 및 궤도 주기에 따른 궤도요소 변화 분석

4.1 근월점 고도 및 궤도 주기에 따른 이심률

근월점 고도 및 궤도 주기에 따른 이심률을 Fig. 1에 도시하였다. 그림에 나타난 바와 같이 근월점 고도가 높아질수록 궤도 주기에 따른 이심률은 작아진다.

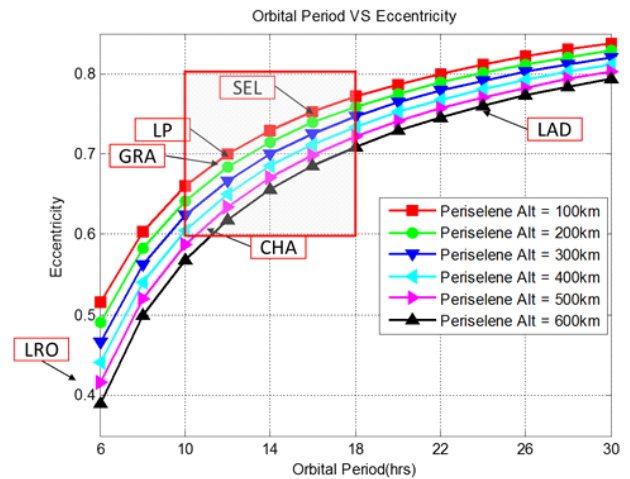


Fig. 1 Eccentricity according to perilune altitude and orbital period of the Moon[CAH(Chandrayaan), GRA(GRAIL), LAD(LADEE), LP(Lunar Prospector), LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter), SEL(SELENE)]

그 이유는 근월점 고도(Perilune Altitude)가 높아짐에도 동일한 궤도 주기를 유지하려면 반대로 원월점 고도(Apolune Altitude)가 낮아지기 때문이다. 아래의 Eq.3에 나타난 바와 같이 원월점 고도와 근월점 고도의 차이가 작을수록 이심률은 작아진다. 그리고 대부분 궤도선들의 LOI-1 목표 궤도 주기는 10~18시간 이내인 것을 확인할 수 있다.

$$e = \frac{h_a - h_p}{h_a + h_p} \quad (\text{Eq.3})$$

h_a, h_p = 원월점 및 근월점 고도

4.2 근월점 고도 및 궤도 주기에 따른 경사각 변화

아래의 Fig. 2는 LOI-1 기동 이후 목표한 근월점 고도 및 궤도 주기로 진입한 궤도선이 해당 궤도에서 3회 선회하는 동안 경사각이 어떻게 변화하는지를 보여준다. 먼저 근월점 고도가 낮을수록 궤도 경사각의 변화가 더 큼을 알 수 있다. 그 이유는 동일한 궤도주기를 갖는 궤도선은 근월점 고도가 낮으면 반대로 원월점 고도가 증가하여 지구와 태양의 섭동력 영향을 더 크게 받아 결과적으로 경사각 변화가 크게 된다. 궤도 주기가 18시간 이상이 되면 세 번째 선회하는 궤도의 경사각이 목표 경사각 대비 1° 이상 커짐을 알 수 있다.

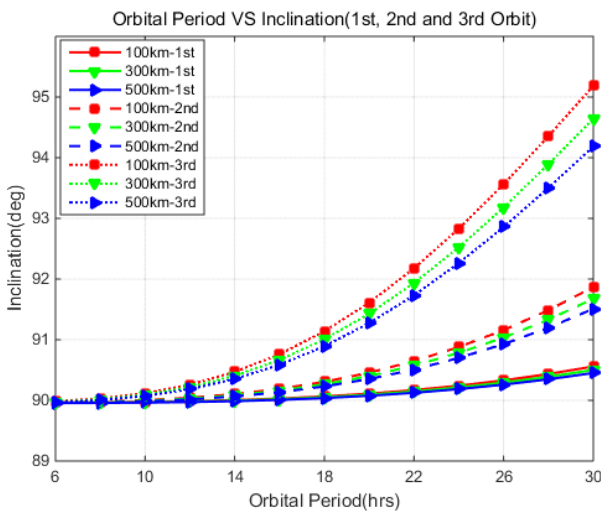


Fig. 2 Variation of Orbital Inclination(i)

그리고 첫 번째 선회하는 궤도에서 두 번째 선회하는 궤도의 경사각 차이보다, 두 번째 선회하는 궤도에서

세 번째 선회하는 궤도의 경사각 차이가 더 큼을 알 수 있다. 만약, 세 번째 선회하는 궤도의 경사각이 1° 이상 커지지 않아야 한다는 구속조건이 있다면 LOI-1의 목표 궤도 주기는 18시간 이하가 되어야 한다.

4.3 근월점 고도 변화

유한분사모델(Finite Burn Model)을 이용하여 LOI 기동을 수행하면 궤도선의 질량에 대한 추력 레벨에 따라서 근월점 고도의 증가가 달라진다[7]. Figure 3은 100N의 추력 레벨을 이용하여 다양한 근월점 고도 및 궤도 주기에 따라 LOI-1 기동을 수행한 후 세 번째 궤도를 선회할 때까지의 근월점 고도 변화를 보여준다.

LOI-1의 목표 궤도 주기를 6시간으로 정했을 경우 점화 기간이 길어 약 30 ~ 40 km의 고도 상승이 일어남을 알 수 있고, 목표 궤도 주기를 12시간 이상으로 정했을 경우 LOI-1 이후의 고도 상승이 거의 일어나지 않음을 알 수 있다. 하지만 LOI-1의 목표 궤도 주기를 18시간 이상으로 정했을 경우 세 번째 선회하는 궤도에서의 근월점 고도가 점차 상승함을 알 수 있고, 특히 궤도 주기를 24시간 이상으로 정하면 LOI-1 이후의 고도보다 약 200 km 이상의 고도상승이 발생함을 알 수 있다.

만약, LOI-1 이후의 고도 및 세 번째 선회하는 궤도의 근월점 고도 상승률을 목표 고도에서 $\pm 30\text{km}$ 이내로 유지하고자 한다면 LOI-1의 목표 궤도 주기는 18시간 이하가 되어야 한다.

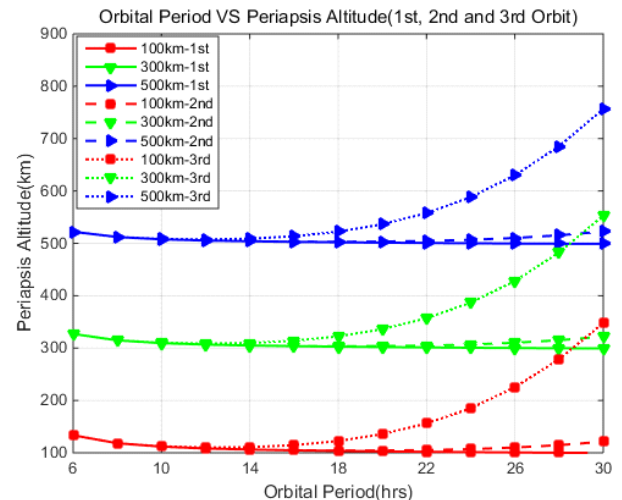


Fig. 3 Variation of Perilune Altitude(h_p)

4.4 원월점 고도 변화

Figure 4는 LOI-1 기동 이후의 원월점 고도 변화를 보여주는데 LOI-1의 근월점 고도와 궤도 주기가 변해도 원월점 고도는 크게 변하지 않음을 알 수 있다. LOI-1의 목표 궤도 주기가 18시간이면 원월점 고도가 약 30km 이상 하강하고, 궤도 주기가 30시간이면 원월점 고도가 약 300km 이상 하강함을 알 수 있다. 만약, LOI-1 이후의 원월점 고도를 기준 고도에서 ± 30 km 이내로 유지하고자 한다면 LOI-1의 목표 궤도 주기는 18시간 이하가 되어야 한다.

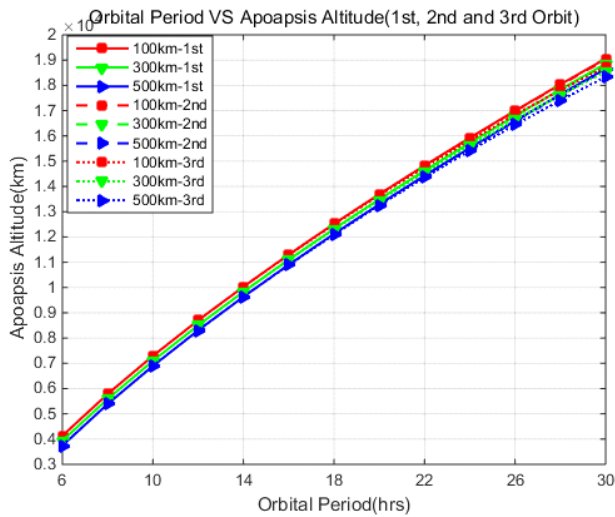


Fig. 4 Variation of Apolune Altitude(h_a)

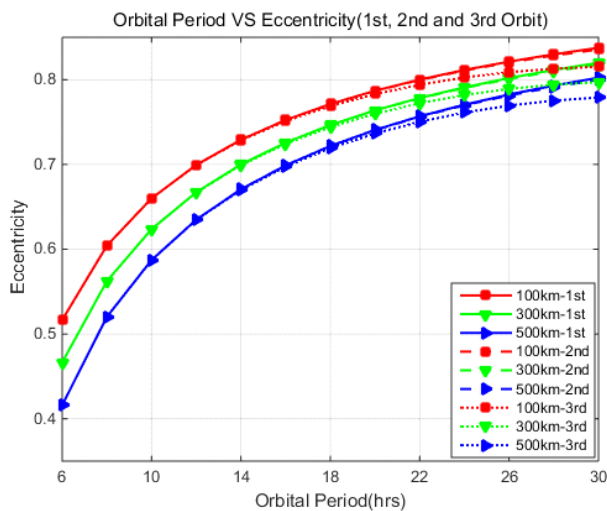


Fig. 5 Variation of Eccentricity(e)

4.5 이심률 변화

Figure 5는 LOI-1 기동 이후의 이심률 변화를 나타낸다. 궤도선이 LOI-1 기동 이후부터 세 번째 선회하는 궤도까지 달의 중력장 및 섭동력 등으로 인하여 근월점 고도 및 원월점 고도가 Fig. 3 및 Fig. 4에 나타난 바와 같이 변화함을 알았고, 이로 인하여 이심률도 LOI-1의 목표 궤도 주기가 18시간 이상 되면, LOI-1 이후의 이심률보다 작아지며 궤도 주기가 길어질수록 이심률이 작아지는 비율이 큼을 알 수 있다.

4.6 ΔV 및 점화기간

Figure 6은 목표한 근월점 고도 및 궤도 주기에 도달하기 위해 100N의 추력기를 탑재한 궤도선의 LOI-1 기동 결과를 나타낸다. 근월점 고도가 낮을수록 목표한 궤도 주기에 도달하기 위한 ΔV 요구량이 더 작고, 이에 따라 점화 기간도 짧아짐을 알 수 있다. 목표한 궤도 주기가 동일할 경우 근월점 고도가 낮으면 원월점 고도가 높아지고, 반면에 근월점 고도가 높으면 원월점 고도는 낮아진다. 다만 이 두 가지 경우에서 후자를 선택할 경우 요구되는 ΔV 가 높아져 점화 기간이 증가하게 된다. 따라서 LOI-1 기동 시 추력기의 구동 기간을 더 증가시키려면 근월점 고도를 증가시킬 뿐만 아니라 궤도 주기도 짧게 해야 한다.

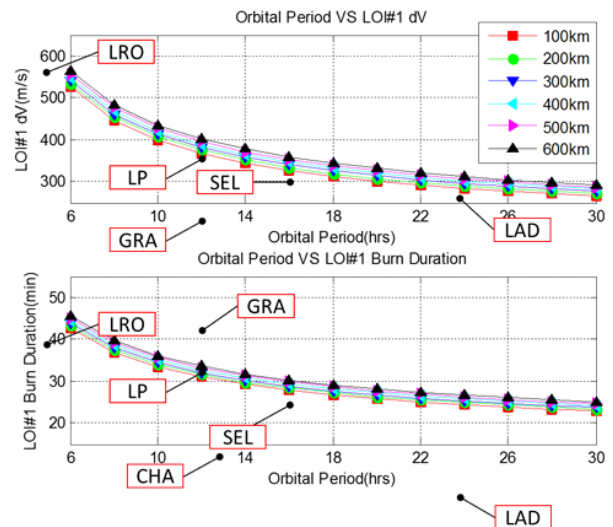


Fig. 6 ΔV and Thruster Burn Duration of LOI-1 [CAH(Chandrayaan), GRA(GRAIL), LAD(LADEE), LP(Lunar Prospector), LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter), SEL(SELENE)]

4.7 분석결과 요약

550kg의 시험용 달 궤도선을 달 궤도에 진입시키기 위해 100N의 추력 레벨을 이용하여 다양한 근월점 고도 및 궤도주기에 따른 궤도요소 변화에 관련한 분석을 수행하였고, 이때 요구되는 ΔV 및 추력기 구동기간을 도출하였다. 뿐만 아니라 각 궤도요소의 변화량에 따른 요구조건을 Table 2와 같이 도출하여 근월점 고도에 영향이 비교적 적은 궤도 주기의 요구조건을 도출하였다. 그 결과 LOI-1에 적합한 목표 궤도 주기는 약 18시간 이내임을 알 수 있다.

Table 2 LOI-1 Target Orbit Requirements

궤도 요소	요구조건	권장 궤도 주기
경사각	- 세 번째 선회하는 궤도의 경사각 변화를 1° 이하로 유지	<18시간
근월점 고도	- LOI-1 이후의 고도를 목표 고도에서 $\pm 30\text{km}$ 이내로 유지 - 세 번째 선회하는 궤도의 고도 변화율도 $\pm 30\text{km}$ 이내로 유지	<18시간
원월점 고도	- LOI-1 이후의 원월점 고도를 $\pm 30\text{km}$ 이내로 유지	<18시간

5. 결론

2018년에 발사될 시험용 달 궤도선의 달 진입 기동을 설계할 때 첫 번째 달 궤도 진입(LOI-1)의 목표 궤도를 적절하게 설정하는 것은 매우 중요하다. 그 이유는 LOI-1에 요구되는 ΔV 를 최소화 할 뿐만 아니라, LOI-1 이후 3체 섭동력 및 유한 분사 모델로 이심률, 경사각 및 근월점 고도 등이 변하여 발생할 수 있는 추가 궤도조정을 최소화해야 하기 때문이다.

근월점 고도 및 궤도 주기는 해외의 달 궤도선들이 선택한 값들을 기준으로 사용했고, 550kg의 궤도선이 100N의 추력레벨을 낼 수 있다는 가정하에 시뮬레이션을 수행하면서 LOI-1 이후 약 3회의 궤도를 선회할 경우 나타나는 궤도요소의 변화량을 분석하였다. 이를 바탕으로 경사각, 근월점 및 원월점 고도 변화의 요구조건을 가정하여 적합한 LOI-1의 궤도 주기를 도출한 결과 약 18시간 이내의 값이라는 결과를 얻었다.

시험용 달 궤도선은 LOI-2 및 LOI-3 기동을 통해서 임무 궤도에 도달하기 때문에 종합적인 LOI ΔV

를 도출하기 위해서는 이후의 기동을 추가적으로 시뮬레이션 하여 결과를 도출할 예정이다. 또한 적합한 근월점 고도는 LRO처럼 비상상황을 고려한 궤도를 선택할지의 유무를 추후 상세하게 해석한 이후 선정할 계획이다.

6. 참고문헌

- [1] David Lozier & Ken Galal, "Lunar Prospector Mission Design and Trajectory Support", AAS, 1998.
- [2] Martin B. Joughton, Craig R. Tooley, Richard S. Saylor, "Mission Design and Operations Considerations for NASA's Lunar Reconnaissance Orbiter", 58th IAC, Sep 2007, Hyderabad, India.
- [3] Takaaki Katoh, Hiroshi Terada, "Orbital Maneuver Plan and Operation Results of "KAGUYA" during Lunar Transfer Orbit and Lunar Orbit Injection", ISTS, Jun 2008, Hamamatsu.
- [4] https://pds.jpl.nasa.gov/ds-view/pds/viewMissionProfile.jsp?MISSION_NAME=CHANDRAYAAN-1
- [5] Ralph B. Roncoli, Kenneth K. Jujii, "Mission Design Overview for the Gravity Recovery and Interior Laboratory(GRAIL) Mission", AAS, Aug 2010, Toronto.
- [6] <http://www.spaceflight101.com/ladee-mission-updates.html>
- [7] 최수진, 배종희, 김은혁 "달 탐사선의 달 궤도 진입 기동에 관한 연구", KSAS, 춘계 학술대회, 2014.
- [8] David A. Vallado, "Fundamentals of Astrodynamics and Applications", Third Edition, Space Technology Library, pp341.
- [9] www.agi.com

저 자 소 개



최 수 진

2005년 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 졸업. 2007년 서울대학교 대학원 기계항공공학부 석사. 2007년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 인공위성 동역학 및 궤적설계.



김 인 규

1994년 단국대학교 전파공학과 졸업. 1996년 동 대학원 전파 및 전자파 전공 석사. 1996년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 심우주항법, 항공/위성통신.



문 상 만

2000년 충남대학교 전파공학과 학사 졸업. 2002년 동 대학원 전파공학과 석사. 2014년 동 대학원 박사. 2003년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 무선통신, RF, 안테나



민 승 용

2004년 서울대학교 기계항공공학부 졸업. 2014년 동 대학원 박사. 2014년~현재 한국항공우주연구원 선임연구원. 관심분야는 구조해석 및 시스템 설계.



류 동 영

1986년 서울대학교 항공우주학과 졸업. 1988년 동 대학원 석사. 1996년 한국과학기술원 박사. 현재 한국항공우주연구원 책임연구원. 관심분야는 우주탐사, 위성시스템, 항법 및 유도 제어.