

지구-달 위상전이궤적에서 발사체 투입오차가  
중간경로수정기동에 미치는 영향 분석최수진<sup>1,†</sup> · 이동헌<sup>1</sup> · 석병석<sup>1</sup> · 민승용<sup>1</sup> · 류동영<sup>1</sup><sup>1</sup>한국항공우주연구원 달탐사연구단 달탐사체계팀

## An Analysis of Mid-Course Correction Maneuvers according to Launch-Vehicle Dispersion in Earth-Moon Phasing-Loop Trajectory

Su-Jin Choi<sup>1,†</sup>, Dong-Hun Lee<sup>1</sup>, Byong-Suk Suk<sup>1</sup>, Seung-Yong Min<sup>1</sup>, Dong-Young Rew<sup>1</sup><sup>1</sup>Lunar Exploration System Team, Korea Aerospace Research Institute

## Abstract

Mid-course correction maneuvers (MCCMs) are necessary to correct the launch-vehicle dispersion to go to the Moon. There were 3 or 4 MCCMs needed for a direct transfer trajectory. But the strategy for MCCMs of the phasing-loop trajectory is different, because it has a longer trans-lunar trajectory than direct transfer does. An orbiter using a phasing-loop trajectory has several rotations of the Earth, so the orbiter has several good places, such as perigee and apogee, to correct the launch-vehicle dispersion. Although launch dispersion is relatively high, the launch vehicle is not as accurate as we expected. A good MCCM strategy can overcome the high dispersion by using small-magnitude correction maneuvers. This paper describes the phasing-loops sequence and strategy to correct high launch-vehicle dispersions.

## 초 록

중간경로수정기동은 발사체 분리벡터를 보정하기 위해 필요하다. 직접전이궤적의 경우에는 약 3~4회의 중간경로수정 기동이 요구되었다. 그러나 위상전이궤적의 직접전이궤적에 비해 전이궤적이 길기 때문에 중간경로수정기동의 전략이 달라진다. 위상전이궤적을 이용하는 궤도선은 지구를 여러 번 돌기 때문에 근지점 및 원지점 등 발사체 투입오차를 보정하기 위한 좋은 지점을 여러 번 만나게 된다. 발사체 분리 오차가 크다 하더라도 중간경로수정기동의 전략이 좋으면 적은양의 보정 기동으로도 큰 오차를 보정할 수 있다. 본 논문은 높은 발사체 투입오차를 보정하기 위한 위상전이궤적의 절차와 전략을 기술한다.

**Key Words** : Lunar Orbiter(달 궤도선), Mid-Course Correction Maneuver(중간경로수정기동), Launch Vehicle Dispersion(발사체 분리벡터), Phasing Loops Trajectory(위상전이궤적)

## 1. 서 론

중간경로수정기동(Mid-Course Correction Maneuver, MCCM)은 발사체가 위성을 분리할 시점에 발생하는 오차 및 발사 시점의 앞섭 또는 지연 등으로 인해 발생하는 오차를 보정하여 기존의 명칭궤도(nominal

trajectory)로 변경하기 위해 요구된다. 직접전이궤적의 경우 지구에서부터 달까지 약 4~5일의 전이궤적(translunar trajectory)을 지나 달에 도달하기 때문에 발사체가 위성체를 분리시킨 이후 약 3회의 MCCM을 계획하여 달 궤도선을 목표한 궤도에 투입한다. NASA의 Lunar Prospector(LP, '98)나 Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO, '09)의 경우 약 3회의 MCCM 기동을 계획하여 궤도선을 달에 안정적으로 진입시켰다 [1-2]. 반면 위상전이궤적의 경우에는 각 달 궤도선의 형상 및 운영전략에 따라서 지구를 회전하는 횟수가 달

라진다. 예를 들어 SELENE(SELenological ENgineering Explorer)의 경우에는 2.5회전, LADEE (Lunar Atmosphere Dust and Environment Explorer)의 경우에는 3.5회전, Chandrayaan의 경우에는 5.5회전을 한 뒤에 달 궤도에 진입하였다[3-5].

2018년에 발사를 계획 중인 한국의 달 탐사선(Korea Pathfinder Lunar Orbit, KPLO)은 위상전이궤적을 이용하여 달에 진입할 계획을 가지고 있으며, 관련한 연구가 진행되고 있다[6-7]. 발사체의 오차가 MCCM에 얼마나 영향을 미치는지 분석을 수행하여 발사체 선정을 위한 요구조건을 도출할 필요성이 제기되고 있다. 따라서 본 연구는 이에 대한 해석을 수행하기 위해 위상전이궤적에 대한 시나리오를 수립하고 발사체 오차값을 정의하였다. 또한 발사체 오차값에 따른 MCCM의 전략을 수립하고 해당 시나리오에 적용하여 MCCM의 결과를 정리하였다.

## 2. KPLO 형상 및 위상전이궤적 시나리오

### 2.1 KPLO 형상

KPLO는 550kg급 달 궤도선으로 달 및 우주탐사를 위한 기술검증, 달 표면촬영, 달 착륙선 후보지 정밀 촬영 및 달 자원탐사를 위한 목적을 가지고 있으며, 달의 고도 100 km 극궤도에서 약 1년간 임무를 수행할 예정이다. KPLO는 30N 추력이 4기가 클러스터링(clustering)된 주 추력기를 탑재하고 있으며, 이 추력기는 MCCM과 달 궤도 진입(Lunar Orbit Insertion, LOI)에 사용될 예정이다. KPLO의 형상 및 주요 내용은 아래의 Fig. 1 및 Table 1에 상세하게 기술하였다. KPLO는 한 기의 태양전지판을 장착할 예정이고, 몸체는 박스형상이 될 예정이다.

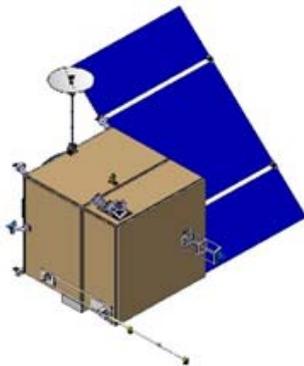


Fig. 1 KPLO Image

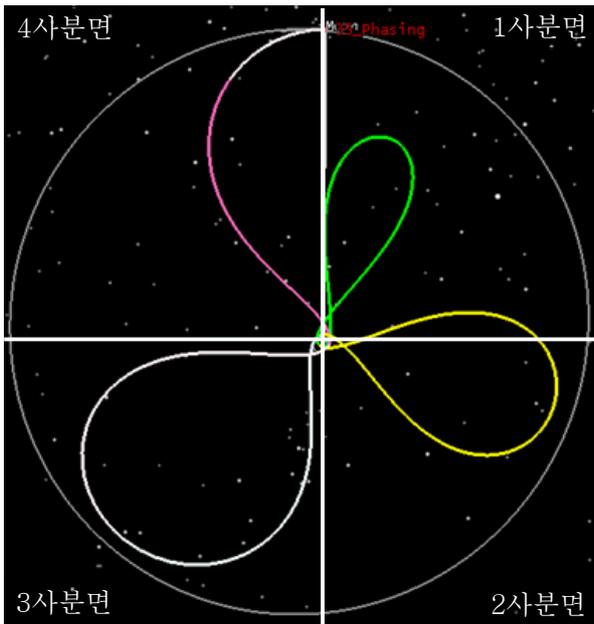
### 2.2 위상전이궤적 시나리오

KPLO는 지구를 3.5 위상전이궤적을 계획하고 있으며, Table 2에 기술된 내용과 같이 지구-달 궤적에서는 약 3번의 근지점 및 1번의 원지점 기동을, 그리고 약 3번의 달 궤도진입을 계획하고 있다. 해당 시나리오는 AGI사에서 개발된 Astrogator를 이용하였다[8].

Table 2 Sequences of Phasing Loop Trajectory

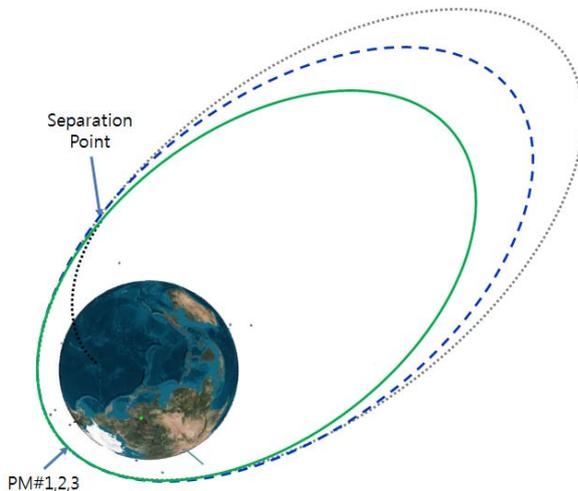
번호	순서	내용(중심체)
1	발사	발사장에서 발사
2	원지점-1	원지점까지 궤도전파(지구)
3	원지점 기동-1	원지점에서 기동(0.3028km/s)
4	근지점-1	근지점까지 궤도전파(지구)
5	근지점 기동-1	근지점에서 기동(10.4973km/s)
6	원지점-2	원지점까지 궤도전파(지구)
7	근지점-2	근지점까지 궤도전파(지구)
8	근지점 기동-2	근지점에서 기동(10.5211km/s)
9	원지점-3	원지점까지 궤도전파(지구)
10	근지점-3	근지점까지 궤도전파(지구)
11	근지점 기동-3	근지점에서 기동(9.6168km/s)
12	작용권구	지구-달 작용권구까지 궤도전파
13	근월점-0	근월점까지 궤도전파(달)
14	궤도진입기동-1	달 궤도진입 기동(1.9205km/s)
15	근월점-1	근월점까지 궤도전파(달)
16	궤도진입기동-2	달 궤도진입 기동(1.7172km/s)
17	근월점-2	근월점까지 궤도전파(달)
18	궤도진입기동-3	달 궤도진입 기동(1.5399km/s)
19	근월점-3	근월점까지 궤도전파(달)

Figure 2는 Table 2에서 기술된 내용을 기반으로 설계된 위상전이궤적을 지구-달 회전 좌표계로 출력한 결과이다. 지구-달 회전 좌표계는 달 궤적을 나타내는 바깥 큰 원과 그 안에 지구가 있을 때 달의 위치를 항상 지구의 12시 방향에 존재하도록 하는 좌표계로 지구를 회전하는 달 궤도선의 궤적을 파악하는데 용이하기 때문에 사용된다. KPLO는 3.5 위상전이궤적으로 설계되어 Fig. 2의 1사분면에 있는 원은 첫 번째 회전, 2사분면에 있는 원은 두 번째 회전, 3사분면에 있는 원은 세 번째 회전이며, 마지막 반원은 지구에서 달로 가는 전이궤적을 보여준다.



**Fig. 2** 3.5 Phasing Loop Trajectory(Earth-Moon Rotating Coordinate)

Figure 3은 지구에서 발사된 달 궤도선이 발사체와 분리된 후 3.5회전 하는 궤적을 지구 관성좌표계로 표현하였으며, 근지점에서 총 3회의 기동(Perigee Manoeuver, PM)을 수행함을 알 수 있다.

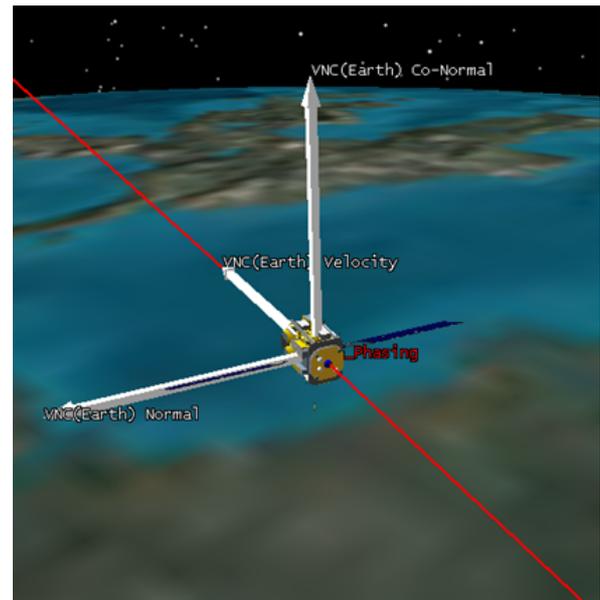


**Fig. 3** 3.5 Phasing Loop Trajectory(Earth Inertial Coordinate)

Figure 3의 분리 지점(Separation Point)에서 발사체에 의한 투입오차가 발생한다고 가정하였고, 이 값이 얼마나 큰 값이냐에 따라서 MCCM을 수행하기 위

한 값에도 큰 영향을 미치게 된다.

Figure 4에는 발사체의 투입오차로 인하여 발생할 수 있는 오차의 방향을 나타낸다. 투입오차는 달 궤도선이 분리될 때 궤도선의 진행방향으로 오차가 가해지는 진행방향 오차(Velocity Error), 반경방향으로 오차가 가해지는 반경방향 오차(Co-normal Error) 그리고 궤도평면에 수직인 방향으로 오차가 가해지는 궤도평면에 수직인 방향의 오차(Normal Error)로 정의하였다. 본 연구에서는 각 방향에 발사체 투입오차가 발생했다고 가정하여 시뮬레이션을 수행하였다.



**Fig. 4** Direction of Launch Vehicle Dispersion

### 3. 시뮬레이션 조건 및 MCCM 전략

#### 3.1 시뮬레이션 조건

3.5 위상전이궤적을 이용하여 MCCM의 해석을 수행하기 위해서 아래와 같은 시뮬레이션 조건을 설정하였다. 본 연구에서는 인도 발사장에서 발사한 발사체가 달 궤도선을 고도 270,000 km까지 올려주고, 20m/s의 발사체 투입오차가 발생했다고 가정하였다[4]. 고도가 270,000 km보다 높으면 3.5 위상 전이 궤적 특성상 첫 번째 원지점에서 달 중력장 영향을 크게 받아 궤적에 영향을 많이 받게되고, 고도가 270,000 km보다 낮으면 궤도선이 고도 상승을 위해 요구되는 연료량이 증

가하기 때문에  $\Delta V$ 버짓이 추가로 요구된다. 20m/s는 LADEE를 발사한 Minotaur V 발사체의 투입오차 해당하는 값으로 상당히 큰 값이기 때문에 추후 선정되는 KPLO 발사체의 투입오차도 이 정도 값 안에 들어올 것으로 예측하고 있다. 발사체 투입오차는 달 궤도선의 각 축에 각각 적용된다고 가정하였다. 이렇게 각 축에 따로 적용한다고 가정한 이유는 각 축에 적용된 발사체 투입오차가 궤도에 미치는 영향을 분석하기 위함이다.

**Table 4 Simulation Condition**

항 목	내 용
발사장	인도 Sriharikota
첫 번째 원지점 고도	270,000 km
발사체 투입오차량	20 m/s(3 $\sigma$ )[4]
오차가 적용되는 방향	Velocity, Normal, Co-normal

**3.2 중간경로수정기동(MCCM) 전략**

직접전이궤적을 사용한 LRO의 경우에는 MCCM-1을 TLI(Trans-Lunar Injection)+ 24시간에, MCCM-2를 MCCM+ 24시간에, 그리고 마지막 MCCM-3를 LOI-24시간에 수행하는 계획을 수립하였다[2]. 하지만 위상전이궤적의 경우에는 지구를 여러 번 회전하는 궤적이기 때문에 직접전이궤적에 비해 상대적으로 시간이 많고, 근지점 및 원지점에 위치하는 경우도 여러 번이기 때문에 발사체 투입오차가 작용하는 방향에 따라 아래와 같이 다른 전략을 수립하여 해석을 수행하였다.

**Table 5 KPLO Simulation Results of Mid-Course Correction Maneuver for Phasing Loop Transfer**

Direction (m/s)	Injection Error	MCC Velocity	MCC Normal	PM1 Velocity	PM1 Co-norm.	PM2 Velocity	PM3 Velocity	PM3 Co-norm.	Total (m/s)
Reference	0	.	.	22.32	.	10	11.84	.	44.16
Velocity	20	.	.	-9.91	-5.30	10	23.77	-6.90	45.98
Velocity	-20	.	.	47.81	1.82	10	5.23	1.87	63.41
Normal	20	14.44	3.14	24.02	.	10	12.74	.	61.53
Normal	-20	-9.28	-3.14	22.51	.	10	10.90	.	53.20
Co-Normal	20	.	.	22.88	-10.71	10	11.67	-9.88	50.55
Co-Normal	-20	.	.	23.38	10.70	10	11.48	10.22	51.09

**Table 6 Position, Burn Direction w.r.t. Injection Error**

오차 방향	위치	분사 방향
Velocity	근지점	Velocity, Co-normal
Co-Normal	근지점	Velocity, Co-normal
Normal	Node-crossing	Velocity, Normal
	근지점	Velocity

진행방향과 반경방향의 발사체 투입오차가 적용된 경우에는 모두 근지점에서 진행 및 반경방향으로 기동하여 궤적을 보정한 반면, 궤도평면에 수직인 방향으로 투입오차가 적용된 경우에는 위성이 지구의 적도평면을 지나는 Node crossing 지점에서 진행 및 궤도평면에 수직인 방향으로 기동한 후 근지점에서 다시 진행 및 반경방향으로 기동을 수행하는 전략을 사용하였다. 기동을 수행하는 지점에서의 기동을 수행하는 방향에 대한 개념이 Fig. 4에 상세하게 설명되어있다.

**4. 시뮬레이션 결과**

**4.1 3.5 위상전이궤적을 적용한 시뮬레이션 결과**

Table 3은 3.5 위상전이궤적을 적용한 시뮬레이션 결과이다. 발사체 투입오차가 없다고 가정한 경우에는 MCCM이 요구되지 않고, 발사체가 투입해준 27만 km의 원지점 고도에서부터 평균 38만 km에 해당하는 달

궤도에 투입하기 위해 진행방향으로의 근지점 기동(PM)이 요구됨을 알 수 있다.

이 경우 3번의 PM을 수행한 결과 27만 km의 고도에서 달 궤도에 도달하기 위해서는 총 44.16 m/s  $\Delta V$ 가 필요함을 알 수 있다. 3번의 PM 중 두 번째 PM의  $\Delta V$ 는 10 m/s가 되도록 고정하였고, 첫 번째 PM과 세 번째 PM은 제어변수로 설정한 후 달 궤도에 도달하는 시나리오를 수립시켜 나온 결과이다.

#### 4.2 진행방향에 오차가 적용된 경우

Table 3은 진행방향으로 20 m/s의 발사체 투입오차가 적용된 경우에 대한 결과이다. 이 경우 첫 번째 PM과 세 번째 PM의 진행방향과 반경방향을 제어변수로 설정하여 해당 시나리오가 달에 도달하도록 수립시킨 결과, 양의 진행방향으로 투입오차가 적용된 경우는 45.98 m/s, 음의 진행방향으로 투입오차가 적용된 경우에는 63.41 m/s의  $\Delta V$ 가 요구됨을 알 수 있었다. 다만, 양의 진행방향으로 투입오차가 적용된 경우에는 세 번째 PM의  $\Delta V$ 가 첫 번째 및 두 번째 PM의  $\Delta V$ 보다 상대적으로 큰 반면, 음의 진행방향으로 투입오차가 적용된 경우에는 첫 번째 PM의  $\Delta V$ 가 두 번째 및 세 번째 PM의  $\Delta V$ 보다 상대적으로 큰 것을 알 수 있다. 첫 번째 PM의  $\Delta V$ 가 이렇게 큰 값이 나온 이유는 첫 번째 PM의  $\Delta V$ 가 음의 진행방향으로 적용된 투입오차를 보상할 뿐만 아니라 270,000 km의 원지점 고도를 상승시켜야하기 때문이다.

#### 4.3 궤도평면에 수직인 방향에 오차가 적용된 경우

궤도평면에 수직인 방향으로 20m/s의 발사체 투입오차가 적용된 경우에는 지구의 적도면을 지나는 Node crossing 지점에서 MCCM을 수행하였다. Node crossing 지점에서 MCCM을 수행한 이유는 궤도평면에 수직인 방향으로 작용된 투입오차는 궤도 경사각을 변화시키고, 이러한 경사각 오차를 보정하기 위해서는 Node crossing 지점에서 보정을 해주어야 연료 측면에서 효율적이기 때문이다. Node crossing 지점에서 위성의 진행방향과 궤도평면에 수직인 방향을 제어변수로 설정하고 시뮬레이션을 수행한 결과, 양의 궤도평면에 수직인 방향으로 투입오차가 적용된 경우에는 진행방향 및 궤도평면에 수직인 방향이 모두 양의 값

을 보였고, 음의 궤도평면에 수직인 방향으로 투입오차가 적용된 경우에는 진행방향 및 궤도평면에 수직인 방향이 모두 음의 값을 보였다. 또한 MCCM 후에 수행되는 PM은 모두 진행방향으로만 작용하도록 설정하여도 원하는 달 궤도에 잘 도달함을 확인할 수 있다. 양의 궤도평면에 수직인 방향으로 투입오차가 적용된 경우 약 61.53 m/s의  $\Delta V$ 가, 음의 궤도평면에 수직인 방향으로 투입오차가 적용된 경우 약 53.20 m/s의  $\Delta V$ 가 요구됨을 알 수 있다.

#### 4.4 반경방향에 오차가 적용된 경우

반경방향으로 20m/s의 발사체 투입오차가 적용된 경우에는 첫 번째 PM과 세 번째 PM의 진행방향과 반경방향을 제어변수로 설정하여 해당 시나리오가 달에 도달하도록 수립을 시켰다. 그 결과, 양의 반경방향으로 투입오차가 적용된 경우는 50.55 m/s, 음의 반경방향으로 투입오차가 적용된 경우에는 51.09 m/s의  $\Delta V$ 가 요구됨을 알 수 있었다. 다만, 양의 반경방향으로 투입오차가 적용된 경우는 첫 번째 PM 및 세 번째 PM의 반경방향의 기동성분이 음의 방향이고, 음의 반경방향으로 투입오차가 적용된 경우에는 첫 번째 PM 및 세 번째 PM의 반경방향의 기동성분이 양의 방향으로 투입오차가 적용된 방향과 반대의 방향으로 투입오차에 해당하는 만큼의  $\Delta V$ 가 요구됨을 알 수 있다.

#### 4.5 시뮬레이션 결과 요약

발사체 투입오차가 어느 방향으로 적용되느냐에 따라서 보정기동을 수행해야 하는 시점 및 위치가 달라짐을 알 수 있다. 투입오차가 진행방향 및 반경방향으로 적용된 경우에는 PM1 및 PM3의 진행방향 및 반경방향의 보정을 하는 반면, 궤도평면에 수직인 방향에 오차가 적용된 경우에는 node-crossing 지점에서 진행방향 및 궤도평면에 수직인 방향으로 보정이 필요함을 알 수 있다. 또한 양의 투입오차가 진행방향 및 반경방향으로 적용된 경우에는 PM1 및 PM3의 반경방향의 보정량이 음의 값을 보이이지만, 양의 투입오차가 궤도평면에 수직인 방향으로 적용된 경우에는 MCCM의 궤도평면에 수직인 방향의 보정량도 양의 값을 보임을 알 수 있다.

## 5. 결 론

발사체 투입오차가 위상전이궤적에 미치는 영향을 분석하기 위해 시나리오를 설정하고 시뮬레이션을 수행하였다. 3.5 위상전이궤적은 궤도선이 지구를 총 3.5회 회전하기 때문에 투입오차의 방향에 따라서 MCCM의 시점 및 보정방향을 다르게 해주었다. 발사체 투입오차가 적용되지 않은 경우와 투입오차가 적용된 경우를 비교한 결과, 발사체 투입오차를 보정하기 위해서 최대 20m/s 정도의  $\Delta V$ 가 요구되었다. 이 값은 발사체 투입오차의 크기와 동일하였다. 따라서 3.5 위상전이궤적을 이용하는 달 궤도선의 경우 보정기동을 수행하는 시점 및 위치를 잘 선택한다면 추가로 요구되는  $\Delta V$ 는 발사체 투입오차를 초과하지 않음을 알 수 있었다.

향후에는 발사체 보정기동을 수행하기 위한 시점 및 PM의 조합을 변경할 뿐만 아니라 운영에 요구되는 제한사항들(예를 들면 식(Eclipse) 조건, 통신 요구조건,  $\Delta V$  버짓 등)을 고려하여 해석을 수행하고 그 결과를 도출할 예정이다.

## References

- [1] David Lozier & Ken Galal, "Lunar Prospector Mission Design and Trajectory Support", *The American Astronautical Society*, 1998.
- [2] Michael Mesarch, Mark Beckman, David Folta, Rivers Lamb and Karen Richon, "Maneuver Operations Results from the Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO) Mission" *SpaceOps* Conference, 2010.
- [3] Takaaki Katoh, Hiroshi Terada, "Orbital Maneuver Plan and Operation Results of KAGUYA during Lunar Transfer Orbit and Lunar Orbit Injection", *ISTS*, June 2008, Hamamatsu.
- [4] Michel Loucks, Laura Plice, Daniel Cheke, Cary Mauder and Brian Reich, "Trade Studies in LADEE Trajectory Design", *The American Astronautical Society*, 2015.
- [5] [https://pds.jpl.nasa.gov/ds-view/pds/viewMissionProfile.jsp?MISSION\\_NAME=CHANDRAYAAN-1](https://pds.jpl.nasa.gov/ds-view/pds/viewMissionProfile.jsp?MISSION_NAME=CHANDRAYAAN-1)
- [6] Su-Jin Choi, In-Kyu Kim, Sang-Man Moon, Seung-Yong Min, and Dong-Young Rew, "A Study on Vari-

ation of Orbital Elements according to Variation of Target Value of Lunar Orbit Insertion", *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, vol. 9, no. 4, pp. 16-22, 2015.

- [7] Changkyoon Kim, Jae-Wook Kwon, Sang-Man Moon, In-Kyu Kim and Seung-Yong Min, "A Case Study on LRO Flight Software for Korean Lunar Exploration Program", *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, vol. 9, no. 4, pp. 73-80, 2015.
- [8] [www.agi.com](http://www.agi.com)