論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(1), 68-77(2018)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.1.68
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

Variable Coast를 이용하는 3.5 지구-달 위상전이궤적에서 SEM 각도에 따른 임무설계 및 해석

최수진*, 이동헌**, 임성빈**, 최석원**

Mission Design and Analysis based on SEM Angle by Using Variable Coast During 3.5 Earth-Moon Phasing Loop Transfer

Su-Jin Choi*, Donghun Lee**, Seong-Bin Lim** and Suk-Won Choi**
Korea Aerospace Research Institute*,**

ABSTRACT

In order to analyze the overall characteristics of the lunar orbiter, the Variable Coast method, which can be launched everyday, is applied to the 3.5 phasing loop transfer trajectory. The mission scenario for the entire process from launching to entering the lunar orbit is set up and performed simulation by selecting the launch pad and launch vehicle. In particular, the SEM(Satellite-Earth-Moon) angle defined in Earth-Moon rotating frame is an important constraint to comprehensively evaluate the 3.5 phasing loop transfer trajectory. The simulation using SEM angle is analyzed from various viewpoints such as launch epoch, coast duration, perigee altitude and ΔV not only trans-lunar trajectory but lunar orbit insertions and the optimum SEM angle is suggested in this study. It is expected that this results will be helpful to evaluate the characteristics of the 3.5 phasing loop transfer trajectory according to the launch vehicle selection by comparison with Fixed Coast analysis results in the future.

초 록

달 궤도선의 전반적인 특성을 해석하기 위해 일별 발사가 가능한 Variable Coast 방식을 3.5 위상전이궤적에 적용하였다. 발사장 및 발사체를 선정하여 발사에서부터 달 궤도 진입까지의 전 과정에 대한 임무 시나리오를 구성 및 해석을 수행하였다. 특히 지구-달 회전좌표계에서 정의한 SEM(Satellite-Earth-Moon) 각도는 3.5 위상전이궤적을 전반적으로 검토할 수 있는 중요한 구속조건이다. SEM 각도를 이용한 시뮬레이션 결과를 지구-달 전이궤적 및 달 궤도 진입에서의 발사 시각, 관성비행 기간, 근지점 고도 및 ΔV등 다양한 관점으로 분석하고 최적의 SEM 각도를 제안하였다. 이 결과는 향후 Fixed Coast 분석결과와 비교함으로써 발사체 선정에 따른 3.5 위상전이궤적의 특성을 평가하는데 큰 도움을 줄 것으로 예상된다.

Key Words : Variable Coast, Phasing Loop Transfer Trajectory(위상전이궤적), Mission Scenario(임무 시나리오), SEM(위성-지구-달), Earth-Moon Rotating Frame(지구-달 회전 좌표계), ΔV(속도증분), Fixed Coast

† Received : July 31, 2017 Revised : November 27, 2017 Accepted : November 27, 2017
* Corresponding author, E-mail : jin5864@kari.re.kr

Ⅰ. 서 론

대한민국은 달 탐사 기술역량 강화 및 자력기반 확보를 위해 시험용 달 궤도선 발사를 계획하였다[1]. 시험용 달 궤도선(이하, 달 궤도선)은 550 kg급의 위성으로 국내에서 개발될 광학카메라를 포함하여 총 6기의 탑재체를 싣고 고도 100 km인 달 궤도에 진입하여 1년 동안 임무를 수행할 계획이다.

발사는 발사장에서 지구의 원궤도에 투입 및 일정 시간 관성비행 후 발사체 상단을 이용하여 이심률이 큰 지구-달 전이궤도로 투입하는 Variable Coast 방식과 발사장에서 발사된 이후 지구의 원궤도를 거치지 않고 바로 지구-달 전이궤도로 투입하는 Fixed Coast 방식이 있다.

위상전이궤적이란 지구에서 달에 도달하기 위해 지구를 여러 번 회전한 후 달 궤도에 도착하는 궤적으로 NASA가 '13년에 발사한 LADEE(Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer)는 Fixed Coast 방식을 이용한 3.5 위상전이궤적으로[2], 일본이 '07년에 발사한 SELENE(SELenological and ENgineering Explorer)는 Variable Coast 방식을 이용한 2.5 위상전이궤적으로[3], 인도가 '08년에 발사한 Chandrayaan-1은 Fixed Coast 방식을 이용한 5.5 위상전이궤적으로 달 궤도에 도달하였다[4]. 위상전이궤적 앞의 숫자는 달 궤도선이 지구 궤도를 회전하는 횟수를 의미한다.

직접전이궤적이란 지구에서 달에 도달하기 위해 지구를 여러 번 회전하지 않고 직접 달에 도달하는 궤적으로 NASA가 '98년에 발사한 Lunar Prospector[5] 및 '09년에 발사한 LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter)가 이 궤적으로 달에 도달하였다[6]. WSB(Weak Stability Boundary) 전이궤적은 고도 100만 km 지점에 위치한 지구와 태양의 평형점인 라그랑지 포인트(Lagrange Point)를 지나 다시 달로 돌아오는 궤적으로 NASA가 '11년에 발사한 GRAIL(Gravity Recovery and Interior Laboratory)가 이 궤적으로 달에 도달하였다[7].

본 연구에서는 달 궤도선 임무설계의 전반적인 특성을 해석하기 위해 일별 발사가 가능한 Variable Coast 방식을 3.5 위상전이궤적에 적용하였다. 발사장 및 발사체를 선정하여 발사에서부터 달 궤도 진입까지의 전 과정에 대한 조건 및 임무 시나리오를 구성하여 해석을 수행하였다. 특히 지구-달 회전좌표계로 정의한 SEM (Satellite-Earth-Moon) 각도는 3.5 위상전이궤적을 전반적으로 검토할 수 있는 중요한 구속조건이므로 이 값에 따른 해석 결과를 요소별로 분석하고 최적의 SEM 각도를 제안하였다. 이 결과는 향후 Fixed Coast 분석결과와 비교함으로써 발사체 선정에 따른 3.5 위상전이궤적의 특성을 종합적으로 평가하는데 큰 도움을 줄 것으로 예상된다. 2장에는 달 궤도선의 개요 및 지구-달 궤도환경을, 3장에는 본 해석을 수행하기 위한 발사체 및 발사장 후보에 관련된 내용을, 4장에는 주요 개념 설명 및 임무 시나리오 정의를, 5장에는 SEM 각도에 따른 해석 결과를 정리하였고, 마지막 6장에는 결론 및 향후계획을 기술하였다.

Ⅱ. 달 궤도선의 개요 및 지구-달 궤도 환경

2.1 달 궤도선의 개요

달 궤도선(KPLO, Korea Pathfinder Lunar Orbiter)은 Fig. 1에 나타난 바와 같으며 향후 발사될 2단계 달탐사 사업의 사전 기술 검증을 목적으로 개발되고 있다. 달 궤도선은 발사장에서 발사된 이후 3.5 위상전이궤적을 이용하여 고도 100 km 및 경사각 90°인 달 궤도에 진입할 예정이며, 2단계 착륙선이 착륙할 지점의 영상 촬영 및 기타 과학임무를 수행할 예정이다.

달 지형 관측을 위한 탑재체로는 LUTI(LUnar Terrain Imager), PolCam(WideField Polarimetric Camera) 및 NASA의 ShadowCam이 있으며 기타 과학탑재체로 KGRS(KPLO Gamma Ray Spectrometer), KMAG(KPLO Magnetometer), DTN(Disruption Tolerant Networking experiment payload)가 있다. 달 궤도선은 단일추진제를 사용하는 120N(30Nx4기)급 온보드 추력기를 이용하여 지구-달 궤도 전이 기동, 달 궤도 진입 기동 및 임무궤도 유지기동을 수행한다. 달 궤도선은 반작용 휠 또는 4기로 구성된 5N급 자세제어 추력기를 이용하여 3축 자세제어를 수행하며, 궤도 기동 전·후의 상태 모니터링,

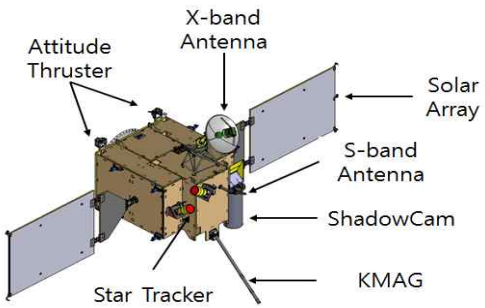

Fig. 1. Korea Pathfinder Lunar Orbiter

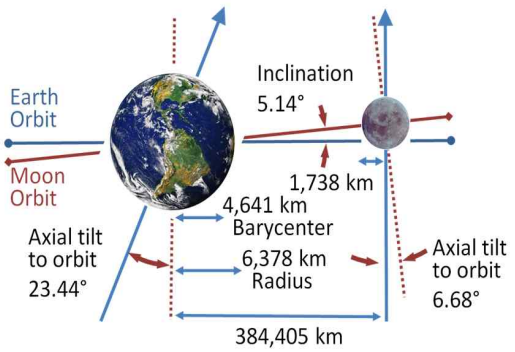

Fig. 2. Schematic of the Earth-Moon System[9]

원격명령 수신 및 텔레메트리 전송뿐만 아니라 추적 데이터 획득 및 과학데이터 전송을 위해 S-band 및 X-band 대역의 통신장비를 탑재하였다[8].

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 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. 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.

III. 발사체 및 발사장 후보

3.1 발사체 후보 선정

3.5 위상전이궤적을 이용한 달 궤도선의 임무설계 및 해석을 수행하기 위해서 Antares 232 발사체를 후보로 선정하였다. 이 발사체는 550 kg급 달 궤도선을 근지점 및 원지점 고도가 각각 300 km 및 30만 km인 지구-달 전이궤적에 투입이 가능하다. Antares 200 계열의 발사체는 Table 1에 기술된 바와 같이 Orbital ATK社에서 운영 중인 중형급 발사체로써 저궤도 및 정지궤도 투입 능력은 각각 7톤 및 2.7톤 정도이며, 주로 2단으로 구성되지만, 필요에 따라서 3단 구성도 가능하다[10].

Table 1. Specifications of Antares 200 series[10]

List	Contents	Remark
Name	Antares 232	
Launch Mass	298 ton	
Launch Capability	- Mass to LEO 7 ton(230) - Mass to GTO 2.7 ton(232) - Mass to SSO 3 ton(231)	
Launch Site	Wallops Flight Facility	*VAFB, CCASF, KLC is available
Launch Stage	3 stage (Liquid-Solid -Option)	Option is one of Star-48BV and Bi-Propellant stage(for GEO)
1st stage Burn	215 sec	RD-181
2nd stage Burn	156 sec	Castor 30 XL

3.2 발사장 후보 선정

해외 궤도선이 발사된 발사장을 보면 '98년, '09년도, '11년도에 각각 발사된 Lunar Prospector[5], LRO[6] 및 GRAIL[7]은 위도가 N28.44°인 CCAFS에서, '07년도에 발사된 SELENE는 위도가 N30.4°인 Tanegashima에서[3], '08년도에 발사된 Chandrayaan-1은 위도가 N13.7°인 Sriharikota에서[4], '13년도에 발사된 LADEE는 위도가 N37.95°인 WFF에서 발사되었다[2].

Antares 200 계열의 발사체는 주로 미국 동부에 위치한 Wallop Flight Facility(WFF)에서 발사되며 VAFB에 위치한 Western Range, CCAFS에 위치한 Eastern Range 및 알래스카에 위치한 KLC에서도 발사가 가능하다. 다만, 해외 궤도선의 발사장 사례에서 알 수 있듯이 달 궤도선이 주로 발사되는 위도 범위 및 3.5 위상전이궤적을 이용한 LADEE의 발사 경험 등을 근거로 본 연구에서는 달 궤도선이 WFF에서 발사한다고 가정하였다.

IV. 주요 개념 설명 및 임무 시나리오

4.1 Variable Coast 및 Fixed Coast 개요

Figure 3에 나타난 바와 같이 달 탐사 위성의 경우 발사체의 투입 능력에 따라서 지구 저궤도에 일정기간 관성비행(Coast)한 후 전이궤도 투입(TLI, Trans-lunar Injection)을 수행하는 경우인 Variable Coast(Launch-Coast-Burn) 방식과 지구 저궤도에 투입되지 않고 바로 지구-달 위상전

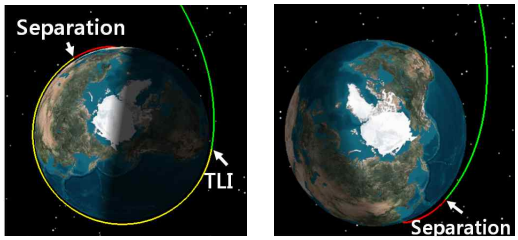

Fig. 3. Variable Coast(Left), Fixed Coast(Right)

이궤도에 투입하는 경우인 Fixed Coast(Direct Ascent) 방식이 있다.

Variable Coast의 경우에는 지구 저궤도의 RAAN(Right Ascension of Ascending Node) 및 AOP(Argument of Perigee)를 자유롭게 결정할 수 있어 1일 2회의 발사가 가능하지만, Fixed Coast의 경우에는 AOP가 미리 결정되기 때문에 Variable Coast 대비 자유도가 줄어 직접 전이궤적의 경우 매일 발사하는 것이 불가능하고 한 달에 단 2회의 발사만 가능하다. 다만, Fixed Coast는 지구 저궤도에 투입되지 않기 때문에 Variable Coast보다 발사체에 탑재할 수 있는 위성의 질량을 증가시킬 수 있는 장점이 있다. 실제로 이 두 방식 중 어떤 방식을 선택할 것인가는 위성의 탑재질량과 발사창(Launch Window) 간의 비교연구(Trade-off Study)를 충분히 수행해야 해야 하며, 지구-달 전이궤적을 직접전이궤적이 아닌 위상전이궤적으로 선택할 경우 발사창은 더 넓어질 수 있다.

4.2 Short Coast 및 Long Coast

Variable Coast를 이용하여 임무설계를 수행하면 지구 저궤도에서 비행하는 기간이 어느 정도인지에 따라서 'Short Coast'해 또는 'Long Coast'해로 분류된다(Descending Node해 또는 Ascending Node해). Fig. 4에 기술된 바와 같이 'Short Coast'는 지구 저궤도에 투입된 달 궤도선이 지구를 반 바퀴 이내로 비행하는 경우를 의미하며, 'Long Coast'는 지구 저궤도에 투입된 달 궤도선이 지구를 반 바퀴에서 한 바퀴 이내로 비행하는 경우를 의미한다. Variable Coast를 이용하여 임무설계를 수행할 경우 두 가지 Coast를 모두 선택할 수 있으므로 하루에 2회의 발사 기회가 제공된다고 볼 수 있다.

4.3 SEM(Satellite-Earth-Moon) 각도

3.5 위상전이궤적은 설계를 수행하는데 있어서 달 중력장 영향을 충분히 고려해야 한다. 왜냐하면 2.5 위상 전이궤적의 경우에는 달의 영향에

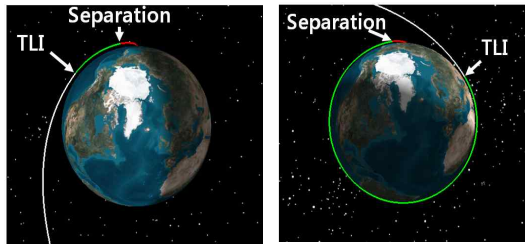

Fig. 4. Short Coast(Left), Long Coast(Right)

의한 궤적의 차이가 크지 않지만 3.5 위상전이궤적은 첫 번째 원지점이 주로 달 근처에 위치하게 되어 달 중력장의 효과에 의해 그 다음 근지점의 고도가 크게 변하기 때문이다.

SEM 각은 첫 번째 원지점에 궤도선이 위치할 경우 위성(Satellite)에서 지구(Earth)를 지향하는 벡터와 지구(Earth)에서 달(Moon)을 지향하는 벡터의 사이각으로 정의된다.

Figure 5는 SEM 각도가 20°인 3.5 위상전이궤적을 지구-달 회전좌표계(Earth-Moon Rotating Frame)로 표현한 결과이다. 이 좌표계에서 지구는 궤적의 중심에, 달은 항상 지구의 북쪽 위에 위치하게 된다. 궤적의 첫 번째 원지점이 30만 km인 3.5 위상전이궤적은 첫 번째 원지점이 Fig. 5의 1사분면에 위치하게 된다. 이 경우 달 중력장 영향이 궤도선의 속도 방향으로 작용하여 그 다음 근지점의 고도를 상승시킨다. 반대로 첫 번째 원지점이 4사분면에 위치하게 되면 달 중력장 영향이 궤도선의 속도 반대방향으로 작용하여 근지점의 고도가 감소하게 되므로 첫 번째 원지

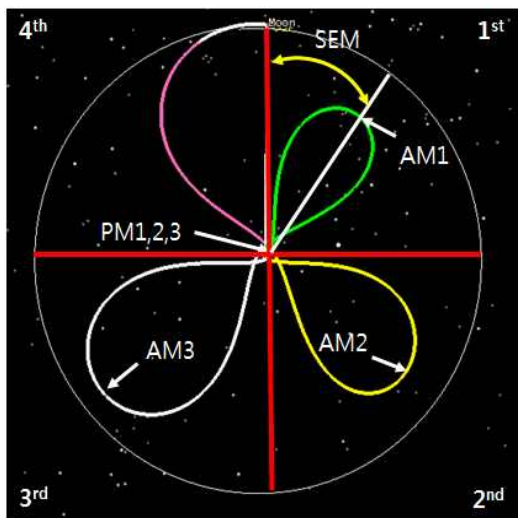

Fig. 5. 3.5 Phasing Loop Trajectory and SEM Angle(Earth-Moon Rotating Frame)

점이 4사분면에 위치하지 않도록 해야 하며, SEM 각도가 0° 부근에 위치하면 달 중력장의 영향이 크게 작용하여 궤적이 심하게 변할 수 있기 때문에 이 부분도 주의를 해야 한다.

Antares 발사체는 주로 고도가 300 km인 저궤도에 위성을 투입해준다. 하지만 이렇게 낮은 고도는 지구 표면과 가까울 뿐만 아니라 고도 600~800 km에 밀집해 있는 수많은 태양동기궤도위성 및 우주파편들과 충돌할 가능성도 고려해야하기 때문에 근지점 고도는 가급적 높은 고도를 유지하는 것이 안전하다고 볼 수 있다. 2.5 위상전이궤적을 이용했던 SELENE는 이러한 상황을 고려하여 근지점 고도를 최소 1,000 km 이상 유지시키는 보정기동(ΔV_{c1})을 수행하였다[3]. 3.5 위상 전이궤적을 이용하는 달 궤도선은 SEM 각도에 따른 달 중력장 영향이 근지점 고도를 얼마만큼 상승시키는지 해석을 수행하였고, 그 결과를 5.3절에 상세하게 기술하였다.

4.4 달 궤도선 추력기 형상

달 궤도선은 위상전이궤적에서의 원지점 및 근지점 기동, 달 궤도 진입 기동 및 궤도유지기동을 수행하기 위해서 온보드 추력기를 사용한다. Table 2에 기술된 바와 같이 온보드 추력기는 120N의 추력과 225 s의 비추력을 낼 수 있으며[11], 각 기동에서의 자세는 관성좌표계에서 고정인 자세를 취한다고 가정하였다. 관성좌표계에서 고정의 자세란 근월점에 위치한 궤도선의 속도벡터를 기준으로 정 반대 자세를 추력기가 구동되는 근월점 이전 및 이후 시점까지 동일하게 유지하는 자세를 의미한다.

4.5 위상전이궤적의 기동 전략

3.5 위상전이궤적의 경우 SEM 각도에 따라서 달 중력장의 영향이 다 다르며 그 결과로 근지점의 고도들도 다 달라진다. 만약 근지점의 고도가 최소 기준 고도(500 km)보다 낮아질 경우에는 첫

Table 2. Lunar Orbit Insertion Burn Configuration

Lists	Contents
Burn Type	- Finite Burn, Center Burn
Attitude	- Inertially Fixed
Thrust	- 30N × 4(120N)
Isp	- 225 s
Propellant	- Hydrazine(Mono-type)

Table 3. Trans-lunar Maneuver Plan

Maneuver Name	Purpose
AM1	- To increase next perigee altitude upto 500 km (If next perigee altitude is higher than 500 km, AM1 will be cancelled)
PM1	- To increase next apogee altitude
PM3	- To increase next apogee altitude

번째 원지점에서 기동(AM1)을 수행해야 한다. 또한 30만 km의 고도를 달 고도까지 높이기 위해서 근지점 기동도 수행해야 한다. 3.5 위상전이궤적의 경우에는 각각 총 3번의 근지점 및 원지점 기동이 가능하기 때문에 어느 시점에 기동을 수행할지 계획을 수립해야 한다. 본 연구에서는 위상전이궤도에서 요구되는 기동 횟수 및 요구되는 ΔV를 최소화하기 위해 Table 3에 기술한 바와 같이 두 번의 근지점 기동(PM1, PM3) 및 한 번의 원지점 기동(AM1) 계획을 수립하였다[12]. 단, 달 중력장의 영향으로 근지점의 고도가 500 km보다 높아질 경우에는 원지점 기동은 수행하지 않았다.

3.5 위상전이궤적을 설계하기 위해 요구되는 제어변수와 구속조건들을 Table 4에 상세하게 기술하였다. SEM 각도는 계속 같은 값을 갖는 다른 구속조건과 다르게 값이 계속 달라지는 구속조건에 해당한다. TOF(Time of Flight)은 마지막 근지점 기동(PM3)부터 달 궤도 진입까지 요구되는 기간으로 이 값이 보통 5일일 경우 달 궤도 진입 기동에 요구되는 ΔV를 최소화 할 수 있다[13].

Table 4. Control Variables and Constraints in Trans-lunar Trajectory

Control Variables	Constraints
Launch Epoch (YYYY MM DD)	1st Apogee Altitude (300,000 km)
Coast Duration (sec)	SEM (10° ~ 70°)
TLI ΔV (m/s)	Lunar Altitude (100 km)
PM1 ΔV (m/s)	Lunar Inclination (90°)
PM3 ΔV (m/s)	TOF (5 days)

4.6 시뮬레이션 환경 및 동력학 모델

3.5 위상전이궤적을 설계하기 위해 AGI社의 STK/Astrogator 11.1.1 버전을 사용하였다. 지구 출발 궤도와 달 진입 궤도, 달 궤도선 질량 및 궤도전파를 위한 동력학 모델은 아래와 같다.

- 지구 출발 궤도
  - 발사체 투입 궤도 : 300 × 300,000 km
  - 발사체 투입 경사각 : 90°
  - 지구-달 전이 기동 : 최소 2회의 근지점 기동 및 최대 1회의 원지점 기동
  - 근지점 최소 고도 : 500 km
- 달 진입 궤도
  - 최종 달 진입 궤도 : 100 × 100 km
  - 달 궤도 진입 기동 : 총 4회
  - 달 궤도 진입 경사각 : 90°
  - 달 궤도유지 기동 조건 : 100±30 km
- 달 궤도선 질량
  - 총 습질량 : 550 kg
  - 총 연료량 : 230 kg
- 궤도전파를 위한 동력학 모델
  - 지구 궤도(발사체 분리 이후부터 세 번째 근지점까지) : WGS84_EGM96(21 × 21), Third Body(Sun, Moon), SRP (On), Drag Model(Jacchia-Roberts)
  - 지구-달 위상전이궤도(세 번째 근지점부터 고도 34만 km까지) : WGS84(8 × 8), Third Body(Sun, Moon)
  - 달 궤도(고도 34만 km부터 달 궤도 진입 및 임무궤도) : LP150Q(48 × 48), Third Body(Sun, Earth), SRP(On)

4.7 달 궤도 진입 기동 전략

달에 접근한 궤도선을 달에 포획시키기 위해서는 달 궤도 진입 기동(Lunar Orbit Insertion Maneuver)을 수행해야 한다. Table 5는 달 궤도선을 임무궤도에 투입하기 위한 제어변수 및 구속조건을 보여준다. 달 진입 기동 수행을 위한 근월점 고도는 임무고도와 동일한 100 km로 선정하였다. 그 이유는 달 진입기동을 위한 근월점 고도와 임무 고도의 차이가 적을수록 요구되는 ΔV가 적어지기 때문이다. Fig. 6은 Table 5에 따라 설계된 달 궤도 진입 궤적을 보여준다.

4.8 임무시나리오 절차

Table 6은 발사에서부터 달 임무 궤도에 진입하기까지의 임무시나리오 절차를 보여준다. 지구-달

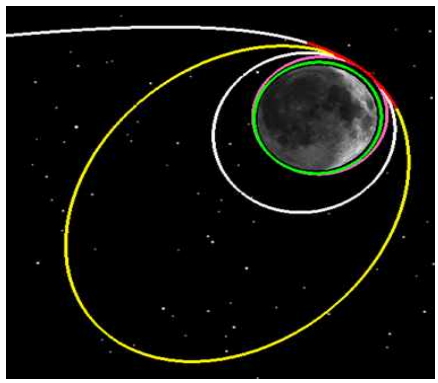

Fig. 6. Lunar Orbit Insertion Trajectory

Table 5. Control Variables and Constraints in Lunar Orbit Insertion Trajectory

Control Variables	Constraints
LOI1 Burn Duration (sec)	Orbital Period (12 hour)
LOI2 Burn Duration (sec)	Orbital Period (3.5 hour)
LOI3 Burn Duration (sec)	Perilune Altitude (100 km)
LOI4 Burn Duration (sec)	Eccentricity (< 0.003)

Table 6. Mission Control Sequences

Sequence	Contents(Central Body) E=Earth, M=Moon
Launch	- Launch from launch site(E)
PropToApo1	- Propagation to Apogee-1(E)
AM1	**- Apogee Maneuver-1(E)**
PropToPer1	- Propagation to Perigee-1(E)
PM1	**- Perigee Maneuver-1(E)**
PropToApo2	- Propagation to Apogee-2(E)
PropToPer2	- Propagation to Perigee-2(E)
PropToApo3	- Propagation to Apogee-3(E)
PropToPer3	- Propagation to Perigee-3(E)
PM3	**- Perigee Maneuver-3(E)**
PropToMoon	- Propagation to Moon(E/M)
LOI1	**- LOI Finite Maneuver(M)**
PropToPeri	- Propagation to Perilune(M)
LOI2	**- LOI Finite Maneuver(M)**
PropToPeri	- Propagation to Perilune(M)
LOI3	**- LOI Finite Maneuver(M)**
PropToPeri	- Propagation to Perilune(M)
LOI4	**- LOI Finite Maneuver(M)**
PropToPeri	- Propagation to Perilune(M)

전이궤적에서 총 3회(AM1, PM1, PM3)의 기동을 수행하고, 달 진입 궤적에서 총 4회(LOI1, LOI2, LOI3, LOI4)의 기동을 수행하는 시나리오이다.

Ⅴ. SEM 각도에 따른 해석 결과

5.1 SEM 각도에 따른 궤적 특성

4.3절에서 기술된 바와 같이 SEM 각도가 0° 부근인 지점은 지양해야하기 때문에 해석을 위한 SEM 각도는 10°~70°으로 설정하였다. Fig. 7은 SEM 각도에 따른 3.5 위상전이궤적을 보여준다. SEM 각도가 증가할수록 1사분면에 그려지는 첫 번째 궤적이 시계방향으로 회전하고, 두 번째 및 세 번째 궤적도 조금씩 시계 방향으로 회전함을 알 수 있다. 또한 SEM 각도가 증가할수록 두 번째 및 세 번째 회전하는 궤적의 크기는 점차 줄어들었다.

5.2 SEM에 따른 발사 시각 및 관성비행 기간

Figure 8은 SEM 각도에 따른 발사 시각 및 관성비행 기간(coast)의 변화를 보여준다. 발사 시각의 경우 SEM 각도가 증가할수록 발사시각이 점차 빨라지는데, 'Short Coast'의 경우가 'Long Coast'의 경우보다 더 빨라짐을 알 수 있다. 관성비행 기간의 경우 SEM 각도가 증가할수록 'Short Coast'의 기간은 9분에서 17분으로 증가하는 반면, 'Long Coast'의 기간은 74분에서 68분으로 감소했다.

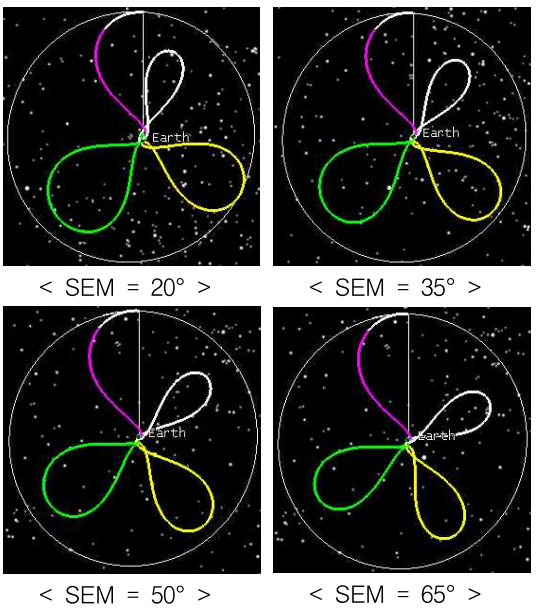

Fig. 7. Phasing Loop Trajectory according to SEM

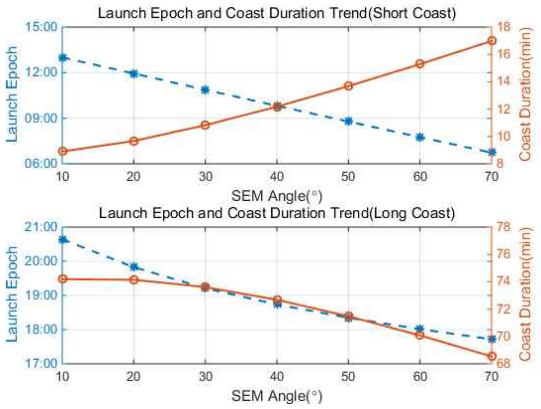

Fig. 8. Launch Epoch and Coast Duration

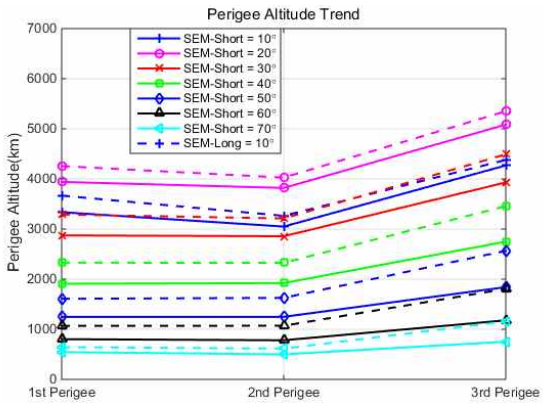

Fig. 9. Each Perigee Altitude according to SEM

5.3 SEM에 따른 근지점 고도 변화

Figure 9는 SEM 각도에 따른 각 근지점의 고도를 보여준다. SEM 각도가 작은 경우 첫 번째 원지점에서 달 중력장 영향이 커서 근지점의 고도가 2,000 km 이상으로 많이 높아지는 반면, SEM 각도가 70°인 경우에는 달 중력장의 영향이 미미하여 근지점의 고도가 500 km 이하로 떨어지게 된다. 하지만 Fig. 9는 SEM 각도가 70°가 되어도 근지점 고도가 500 km 이상 유지되는 그림인데 그 이유는 첫 번째 원지점 기동(AM1)을 수행하여 근지점의 고도를 500 km로 높여주었기 때문이다.

5.4 SEM에 따른 AM 및 PM ΔV 변화

Figure 10은 SEM 각도에 따른 근지점 기동 및 원지점 기동(AM1, PM1 및 PM3)의 값을 보여준다. SEM의 각도가 증가할수록 PM1 ΔV는 감소하는 경향을 보이지만, PM3의 ΔV는 증가함을 알 수 있다. 다만 'Coast'해에 따른 차이는

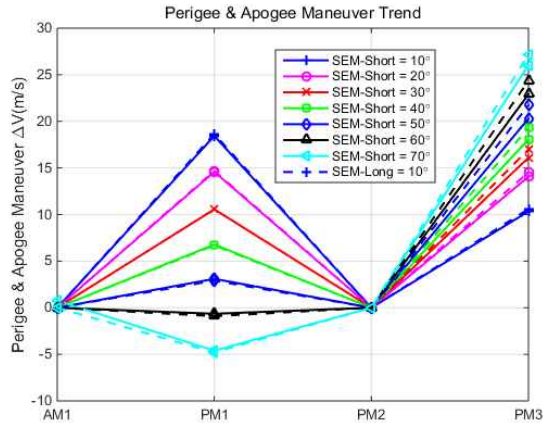

Fig. 10. PM and AM Maneuver according to SEM

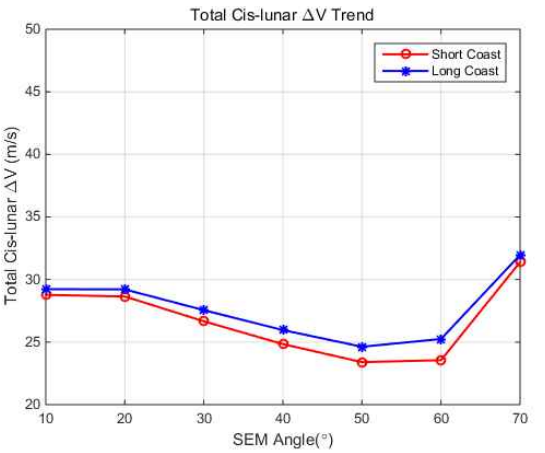

Fig. 11. Cis-lunar ΔV according to SEM

크지 않았다. SEM 각도가 70°인 경우에는 근지점의 고도를 높이기 위해서 AM1이 요구됨을 알 수 있지만, 그 값은 최대 1~2m/s 수준이었다.

Figure 11은 SEM 각도에 따라 위상전이궤도에서 요구되는 근지점 및 원지점 ΔV의 총 합을 보여준다. SEM 각도에 따라서 약간의 변동이 있지만 전반적으로 25~35m/s 정도의 ΔV를 요구함을 알 수 있고, 'Coast'해에 따른 차이는 크지 않았다.

5.5 SEM에 따른 달 궤도 진입 ΔV 및 전이 기간 변화

Figure 12는 SEM 각도에 따른 달 궤도 진입 ΔV 및 발사에서부터 달 궤도 진입 시점까지의 총 전이 기간을 보여준다. 'Short Coast'의 경우 SEM 각도에 따라 요구되는 LOI ΔV는 840~910 m/s 수준이지만 'Long Coast'의 경우 830~870 m/s 수준으로 변화량이 'Short Coast'에 비해 크

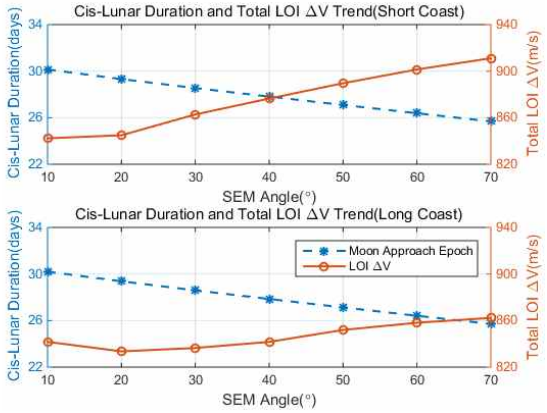

Fig. 12. LOI ΔV and Cis-lunar Duration

지 않았다. 전이 기간의 경우 SEM 각도가 10°이면 약 30일이 소요되지만, SEM 각도가 70°이면 약 26일로 15°당 약 하루 정도씩 짧아짐을 알 수 있다. 그 이유는 Fig. 7에 나타난 바와 같이 SEM 각도가 증가할수록 첫 번째 원지점의 위치가 1사분면의 시계 방향으로 회전하게 되고, 이에 따라 두 번째 및 세 번째의 궤도 주기가 점차 줄어드는 궤적이 되기 때문이다.

5.6 SEM에 따른 총 기동량 분석

Figure 13은 SEM 각도에 따른 위상전이궤적 ΔV 및 달 궤도 진입 ΔV를 합한 총 ΔV의 값을 보여준다.

위상전이궤적에서 요구되는 ΔV(Fig. 11)는 SEM 각도가 50°~60°인 경우 최적의 값을 보였고, 달 궤도 진입에 요구되는 ΔV(Fig. 12)는 SEM 각도가 20°인 경우 최적의 값을 보였다. Fig. 13에 나타난 바와 같이 총 ΔV는 달 궤도

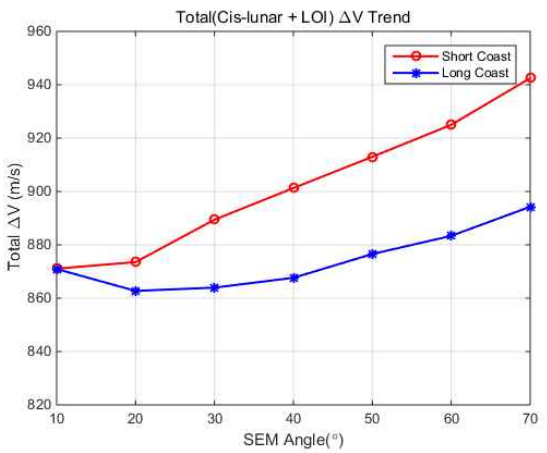

Fig. 13. Total ΔV according to SEM

진입 ΔV에 크게 영향을 받아 SEM 각도가 20°인 'Long Coast'인 경우에 가장 적은 ΔV를 요구함을 알 수 있었다. 또한 'Short Coast'의 경우가 'Long Coast'의 경우보다 큰 값을 요구함에 따라 'Long Coast'를 선택할 경우 연료를 더 아낄 수 있다.

Ⅵ. 결론 및 향후계획

SELENE, Chandrayaan-1 및 LADEE 등 위상전이궤적을 이용하여 달 궤도에 진입하는 궤도선 중에서 3.5 위상전이궤적이면서 Variable Coast를 이용한 경우는 선례가 없다. 3.5 위상전이궤적을 이용하는 달 탐사선의 경우, 첫 번째 원지점을 지구-달 회전좌표계의 1사분면에 위치시키면 달 중력장의 효과로 인하여 근지점의 고도를 높일 수 있어 원지점 기동을 수행하지 않게 되고 결과적으로 연료의 소모를 줄일 수 있다. 그래서 SEM 각도에 따라 근지점 고도가 얼마나 높아지는지 그리고 위상전이궤적 및 달 궤도 진입에 얼마의 ΔV가 필요한지에 대한 해석이 요구되었다.

달 궤도선은 Antares 200계열의 발사체로 WFF에서 발사를 한다고 가정하였다. 또한 위상전이궤적에서는 AM1, PM1 및 PM3 등 총 3회의 기동을 수행하고, 달 궤도 진입 기동은 총 4회 수행한다고 가정하여 임무 시나리오를 구성 및 시뮬레이션을 수행하였다.

SEM 각도에 따른 해석을 수행한 결과, SEM 각도가 10°일 때 2,000 km 이상을 유지했던 근지점 고도는 SEM 각도가 70°인 경우 500 km 이하가 되어 AM1 기동이 요구되었는데, 그 이유는 SEM 각도가 커질수록 첫 번째 원지점 고도의 위치와 달의 위치가 점점 멀어져 달의 중력장 효과가 점점 미약해지기 때문이다. SEM 각도에 따른 근지점 기동들의 특성을 분석한 결과, SEM 각도가 커질수록 PM1의 ΔV는 점차 적어지는 반면, PM3의 ΔV는 점차 커졌다. 다만 'Coast'해에 따른 차이는 크지 않았다. 달 궤도 진입에 요구되는 ΔV는 'Coast'해에 따른 차이가 다소 컸고, SEM 각도가 20° 근처일 경우 최적의 값을 보였다. 따라서 총 ΔV는 'Coast'해에 따른 차이가 다소 컸고, SEM 각도가 20°인 'Long Coast' 경우에서 최적의 값을 보였다.

본 연구는 특정 시점에 SEM 각도를 증가시키면서 Variable Coast의 궤적을 설계하고 요구되는 ΔV를 분석하였다. 하지만 특정 시점의 결과만으로는 종합적인 판단을 수행하기에는 다소 어려움이 있어 향후에는 달의 공전주기에 해당하는 약 한 달의 기간을 기준으로 해석을 수행하고 다양한 관점으로 그 결과를 도출할 계획이다. 또한 Fixed Coast를 이용하는 3.5 위상전이궤적을 추가적으로 해석하여 Variable Coast와의 차이점들을 좀 더 명확하게 정리할 예정이다.

References

1) 과학기술정보통신부 '달 탐사 1단계 개발 계획', http://www.msip.go.kr/cms/www/open/go30/info/info_1/info_11/__icsFiles/afieldfile/2016/08/12/(1%ED%98%B8%20%EC%95%88%EA%B1%B4)%20%EB%8B%AC%20%ED%83%90%EC%82%AC%201%EB%8B%A8%EA%B3%84%20%EA%B0%9C%EB%B0%9C%20%EA%B3%84%ED%9A%8D.pdf

2) Loucks, M., Plice, L., Cheke, D., Maunder, C., and Reich, B., "Trade Studies in LADEE Trajectory Design," *Proceedings of the 25th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 11-15 Jan, 2015.

3) Katoh, T., Terada, H., and Tanaka K., "Orbital Maneuver Plan and Operation Results of 'KAGUYA' during Lunar Transfer Orbit and Lunar Orbit Injection," *The 26th International Symposium on Space Technology and Science*, 1-11 Jun, 2008.

4) https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/chandrayaan-1

5) Lozier, D., Galal, K., Folta, D., and Beckman, M., "Lunar Prospector Mission Design and Trajectory Support", *AAS(American Astronautical Society)*, 1998.

6) Beckman, M., "Mission Design for the Lunar Reconnaissance Orbiter," *29th Annual AAS Guidance and Control Conference*, 2006.

7) Roncoli, R., and Jujii, K., "Mission Design Overview for the Gravity Recovery and Interior Laboratory(GRAIL) Mission," *AIAA/AAS Aerodynamics Specialist Conference*, 2-5 Aug, 2010.

8) Choi, S. J., Kim, I. K., Moon, S. M., Kim, C. K., and Rew D. Y., "A Study on the Analysis of Visibility between a Lunar Orbiter and Ground Stations for Trans-lunar Trajectory and Mission Orbit", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 3, 2016, pp.218~227.

9) https://en.wikipedia.org/wiki/Orbit_of_the_Moon

10) http://spaceflight101.com/spacerocketsantares-200-series/

11) Kim, S. K., Won, S. H., Choi, J. W.,

Lee, H, D., and Lee, J. W., “Development of Monopropellant Propulsion System for Lunar Orbiter”, *The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference,* 21-23 Dec, 2017.

12) Choi, S. J., Lee, D. H., Park J. I., Lim, S. B., and Choi, S. W., “Delta-V Analysis according to the Number of Perigee Maneuvers using 3.5 Phasing Loop Transfer Trajectory of Lunar Orbiter”, *The Society for Aerospace System Engineering Fall Conference*, 2-4 Nov, 2017.

13) Choi, S. J., Song, Y. J., Bae, J. H., Kim, E. K., and Ju, G. H., “Design and Analysis of Korean Lunar Orbiter Mission using Direct Transfer Trajectory”, J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 12, 2013, pp.950~958.