

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.1.017>

소형 액체상단을 이용한 달 탐사선 임무 예비설계

최수진^{a,*} · 이훈희^a · 이상일^b · 임석희^c · 이기주^c

Preliminary Mission Design for a Lunar Explorer using Small Liquid Upper Stage

Su-Jin Choi^{a,*} · Hoonhee Lee^a · Sang-Il Lee^b · Seok-Hee Lee^c · Keejoo Lee^c^aSpace Exploration Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea^bLauncher Flight Performance Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea^cFuture Launcher R&D Program Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea

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

ABSTRACT

Upper stage of launch vehicle mainly injects a lunar explorer from low earth orbit to the moon at a distance of 380,000 km. In foreign lunar explorer, the upper stage is separated from the explorer after the explorer is injected into the earth-moon transfer trajectory, and the lunar explorer then uses on-board propellant to carry out mid-course correction maneuvers and lunar orbit insertion maneuvers. This study describes a newly presented small liquid upper stage. Using a small liquid upper stage with a wet mass of 2.9 tonnes, the lunar explorer not only can be injected earth-moon transfer trajectory but also can be performed lunar orbit insertion. This study provides acceptable mass range of the lunar explorer and the scope of acceptable mission range also describes based on the launch from Naro Space Center.

초 록

달 탐사에서 발사체 상단은 주로 저궤도에 투입된 탐사선을 38만 km의 거리에 있는 달까지 투입 해주는 역할을 한다. 국외의 경우 상단(Upper Stage)은 달 탐사선을 지구-달 전이궤적에 투입 후 탐사선과 분리되고, 달 탐사선은 그 이후 자체 추진체를 이용하여 중간 경로 수정 기동 및 달 궤도 진입을 수행한다. 본 연구는 새롭게 제시되는 소형 액체상단을 기술하였다. 습질량이 총 2.9톤인 액체상단을 이용할 경우 달 탐사선을 지구-달 전이궤적 투입뿐만 아니라 달 궤도 진입까지 수행할 수 있다. 본 연구는 나로 우주센터에서 발사할 경우를 기준으로 허용 가능한 달 탐사선의 질량 범위를 도출하고, 탐사선의 허용 가능한 임무 범위도 다양하게 기술하고자 한다.

Key Words: Small Liquid Upper Stage(소형 액체상단), Lunar Explorer(달 탐사선), Mission Design(임무 설계), Trans-Lunar Injection(달 전이궤도 투입), Lunar Orbit Insertion(달 궤도 진입)

1. 서 론

Received 8 December 2019 / Revised 12 January 2020 / Accepted 14 January 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2019년도 추계학술대회(2019. 11. 27-29, 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

냉전 시대에는 미국과 구소련이 기술 검증을 목적으로 경쟁적으로 달 탐사를 수행했으나, 냉전 시대 이후의 달 탐사는 주로 과학적 목적으

로 이루어졌다. 미국, 일본, 인도, 중국 등의 우주개발 선진국들은 자국의 기술력을 높이기 위해 발사체 및 달 탐사선을 개발하였다. 특히 저궤도에 투입된 달 탐사선을 지구-달 전이궤적에 투입(Trans-Lunar Injection, TLI)해주는 상단은 발사체의 구성과 탐사선의 질량에 따라 종류가 달라진다. Lunar Prospector(LP) [1]의 경우 고체 모터인 Star 37FM을 사용했으나, Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO)[2]의 경우 재점화가 가능한 액체 엔진을 이용하였다. 달 탐사에서 상단은 일반적으로 TLI 이후 탐사선에서 분리된다. 상단에서 분리된 탐사선은 자체 추진체를 이용하여 중간 경로 수정 기동 및 달 궤도 진입(Lunar Orbit Insertion, LOI) 기동을 수행하여 달 궤도에 진입한다.

한국형발사체(Korea Space Launch Vehicle-II, KSLV-II)의 경우 태양 동기 궤도에 1.5톤급의 위성을 투입할 목적으로 개발 중이나, 달 탐사에 활용할 경우 고도 300 km 및 경사각 80°의 지구 저궤도에 2.6톤을 투입할 수 있다[3]. 2.6톤의 질량은 달 탐사선과 발사체 상단으로 구성되며, 상단을 이용하여 달까지 투입 가능한 탐사선의 질량은 550 kg 정도이다.

습질량이 2.9톤에 해당하는 소형 액체상단을 달 탐사에 활용하면 달에 투입되는 탐사선의 질량을 증가시킬 수 있다. 또한, 일반적으로 상단이 수행했던 TLI뿐만 아니라 LOI까지 수행할 수 있다. 소형 액체상단을 달 궤도 진입에 적용하는 방안은 기존의 상단들이 고려하지 않아 파급 효과도 매우 클 것으로 판단된다. 따라서 본 연구는 소형 액체상단을 이용할 경우 허용 가능한 달 탐사선의 질량 범위를 도출하고, 탐사선의 허용 가능한 임무 범위도 다양하게 기술하고자 한다.

2. 상단 개요

2.1 해외 달 탐사선의 발사체/상단

Table 1에 기술된 바와 같이 Lunar Prospector(LP)는 고체 엔진으로 구성된 Athena II로 발사되었고[1], Lunar Atmosphere and Dust Environment

Explorer(LADEE)도 고체엔진으로 구성된 Minotaur V로 발사되었다[4]. 두 위성 모두 TLI를 위한 상단으로 Star 37FM을 이용하였다. 하지만 SELENE and ENgineering Explorer(SELENE) [5] 및 Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO)는 액체엔진으로 구성된 H-IIA 및 Atlas V로 각각 발사되었으며, 재점화가 가능한 액체엔진 2단을 이용하여 TLI를 수행하였다[2]. 국외 발사체 상단들은 주로 탐사선을 달에 보내는 역할만을 수행하였다.

2.2 소형 액체상단

국외 사례와는 다르게 본 연구에서 제시하는 소형 액체상단은 탐사선을 지구로부터 달에 보내는 역할 뿐만 아니라 달에 도달했을 때 일반적으로 탐사선의 온보드 추진시스템을 이용하여 수행했던 LOI를 대신 수행해 줄 수 있다.

소형 액체상단은 습질량이 총 2.9톤으로 추진제량 2,500 kg과 구조질량은 400 kg으로 구성된

Table 1. Launch Vehicle/Upper Stage of Foreign Lunar Orbiter[6, 7].

	LP	SELENE	LRO	LADEE
Launch Year	'98	'07	'09	'13
Wet Mass(kg)	296.4	3,000	1,920	383
Launch Vehicle	Athena II	H-IIA	Atlas V	Minotaur V
Transfer Trajectory	Direct	Phasing Loop	Direct	Phasing Loop
Launch Vehicle Stage	Castor 120 Castor 120 Orbus 21D Star 37FM	LE-7A LE-5B (Re-ignition)	RD-180 RL-10 (Re-ignition)	SR-118 S1 SR-118 S2 SR-119 S4 Star 48BV Star 37FM

Table 2. Major Parameters of Upper Stage.

Contents	Value
Total Mass(kg)	2,900
Structure Mass(kg)	400
Fuel Mass(kg)	2,500
Specific Impulse(sec)	360
Thrust(N)	29,400
Explorer Mass(kg)	500~900
Delta-V(m/s)	4,700~3,800

다. 액체상단은 매우 높은 비추력(360초)를 내며, 엔진의 추력은 3,000 kgf로 29,400 N에 해당된다. 이 상단은 자체 질량만 2.9톤이며, ΔV (속도증분)의 경우 소형 액체상단에 탑재되는 달 탐사선의 질량에 따라 도출할 수 있는 값이 달라진다.

3. 소형 액체상단을 이용한 임무설계

3.1 소형 액체상단의 ΔV 정리

소형 액체상단에 탑재될 달 탐사선은 현재 개발 중인 시험용 달 궤도선(Korea Pathfinder Lunar Orbiter)의 질량 범위를 고려하여 700 kg으로 기준으로 삼았다. 하지만 소형 액체상단의 임무 범위를 다양하게 기술하기 위해 달 탐사선의 질량이 500 kg에서 900 kg사이라고 가정하였다. Table 2에서 제시된 소형 액체상단의 파라미터와 달 탐사선 질량을 Eq. 1의 로켓 방정식에 적용하고, Fig. 1과 같은 결과를 도출하였다[8].

$$\Delta V = v_e \ln \frac{m_0}{m_f} = I_{sp} g_0 \ln \frac{m_0}{m_f} \quad (1)$$

소형 액체상단을 이용한 ΔV 분석 결과, 달 탐사선의 질량이 500 kg인 경우 약 4,700 m/s의 ΔV 를 제공할 수 있고, 달 탐사선의 질량이 900 kg인 경우 약 3,800 m/s의 ΔV 를 제공할 수 있

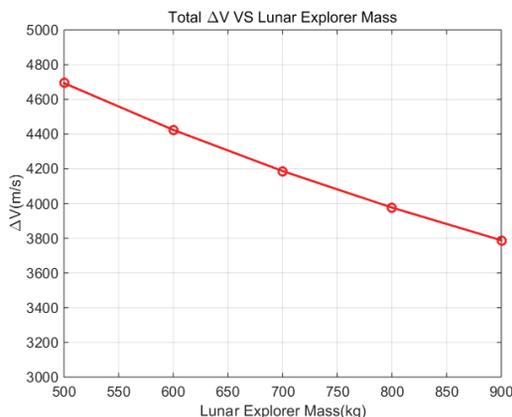


Fig. 1 ΔV based on the Mass of Lunar Explorer.

음을 알 수 있다. 700 kg의 달 탐사선을 기준으로 소형 액체상단이 제공할 수 있는 ΔV 는 일반적으로 TLI만 제공하는 기존의 발사체 상단들이 제공하는 3,100 m/s 보다 약 1,100m/s 정도 크을 알 수 있다.

3.2 달 탐사선 임무 시나리오

나로 우주 센터는 북위 34.43° 및 동경 127.54°에 위치한다. 일반적으로 달 탐사선의 발사는 주로 동쪽으로 하나, 발사장 동쪽에 일본이 있고, Safety Range와 Non-yaw maneuver 문제로 인하여 Fig. 2에 나타난 바와 같이 남쪽으로 발사하게 된다. 이에 따라서 저궤도에 투입되는 달 탐사선의 경사각은 약 80°가 된다.

달 탐사선의 임무설계를 위해 나로 우주 센터에서 발사 및 고도 300 km의 원궤도에 투입 후 소형 액체상단을 이용하여 TLI를 수행한다고 가정하였다. 지구-달 전이궤적은 직접 전이궤적으

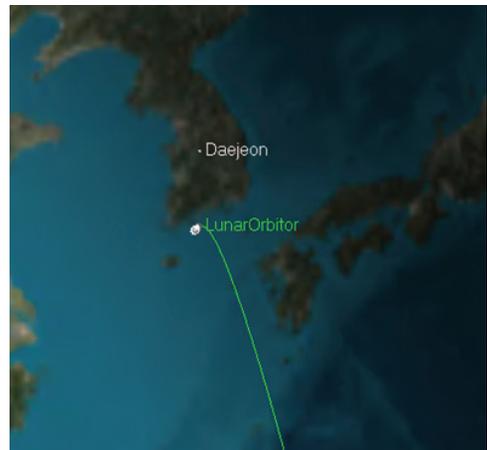


Fig. 2 Launch Trajectory from NARO Space Center.

Table 3. Mission Design Parameters of Lunar Explorer.

Contents	Major Parameters
Launch Site	Naro Space Center (34.43°N, 127.54°E)
Transfer Trajectory	Direct Transfer
Low Earth Orbit	300 km
Transfer Duration	5 Days (432,000 sec)
Moon Inclination	90°
Moon Altitude	100 km

로 설계하였고, 지구에서 달에 도달하는 기간은 5일로 설정하였다. 달 임무궤도는 90°의 경사각과 100 km의 원궤도로 설정하였고, Table 3에 임무설계 주요 파라미터를 기술하였다.

3.3 TLI 기동 시뮬레이션 결과

Fig. 3은 Table 2를 이용하여 생성된 궤적을 보여준다. 지구는 그림의 중심에 있고, 달은 오른쪽 위에 위치한다. 직접 전이궤적을 이용할 경우 하루에 2회의 발사가 가능하다. Fig. 3에 보여주는 궤적처럼 상승 노드를 이용하는 경우와 반대로 하강 노드를 이용하는 경우가 있는데, 본 연구에서는 상승 노드(short coast)를 기준으로 설계하였다.

TLI에 요구되는 ΔV 는 단 하루의 해석 결과

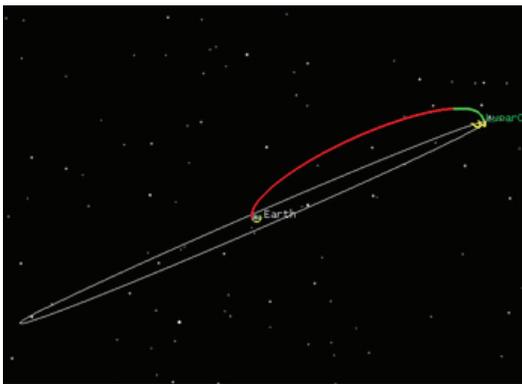


Fig. 3 Direct Lunar Transfer Trajectory(Earth Inertial Frame).

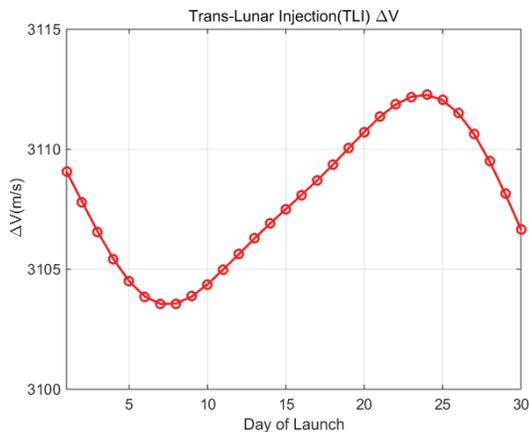


Fig. 4 Trans-Lunar Injection ΔV for a Month.

로 전반적인 특성을 알 수 없다. 왜냐하면 지구와 달의 거리가 매일 바뀌기 때문이다. 예를 들어 지구에서 달까지의 거리는 평균적으로 38만 km 이지만, 한 달의 공전 주기를 기준으로 최소 362,600 km에서 최대 405,000 km까지 거리가 변한다[9]. 그래서 달의 공전 주기에 해당하는 약 한 달의 기간을 기준으로 매일 발사를 한다고 가정하여 시뮬레이션을 수행하였고, 그 결과를 Fig. 4에 도시하였다. 시뮬레이션 결과, TLI ΔV 의 최대 및 최소값은 10 m/s를 넘지 않고, 약 3,110 m/s 정도의 ΔV 를 요구함을 알 수 있다. Table 2에 의하면 소형 액체상단의 경우에는 500~900 kg의 달 탐사선을 달까지 투입하고도 700 ~ 1,600 m/s를 추가로 이용할 수 있다.

3.4 LOI(LOI-1, LOI-2 및 LOI-3) 기동 시뮬레이션 결과

LOI는 Table 4에 정리된 바와 같이 총 3회 수행하는 것으로 설계하였다. 첫 번째 LOI의 경우 궤도 주기가 12시간, 두 번째 LOI의 경우 궤도 주기가 3.5시간 그리고 마지막 LOI의 경우 이심

Table 4. Target Parameters of LOI.

Contents	Target Param.	Target Value
LOI-1	Orbital Period	12 hours
LOI-2	Orbital Period	3.5 hours
LOI-3	Eccentricity	< 0.003

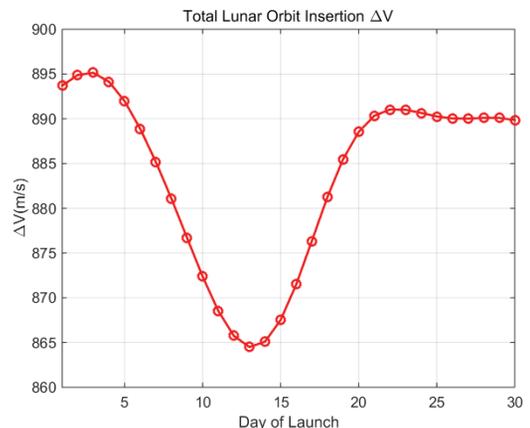


Fig. 5 Total Lunar Orbit Insertion ΔV for a Month.

률이 0.003 이하가 되도록 목표 값을 정하였다.

시뮬레이션 결과, LOI에 요구되는 ΔV 값은 Fig. 5에 나타난 바와 같이 TLI와는 다르게 발사 일자별 차이가 다소 큼을 알 수 있다. TLI의 경우 발사 일별로 최대 10 m/s의 차이가 있으나, LOI의 경우 발사 일별로 최대 30 m/s의 차이가 발생하였다.

4. 소형 액체상단을 이용한 추가임무

4.1 LOI-1 기동 수행 후 소형 액체상단은 지구로 귀환

LOI-1의 목표 궤도 주기를 12시간으로 설정할 경우, 요구되는 ΔV 는 Fig. 6에 나타난 바와 같이 365 ~395 m/s 정도이다. LOI-1이 발사일에 따라서 이렇게 변동되는 이유는 지구와 달 사이의 거리가 한 달을 주기로 변경되기 때문이다. 그리고 LOI-1을 수행한 이후 LOI-2와 LOI-3을 수행할 경우에는 지구와 달 사이의 거리가 기동에 영향을 미치지 않기 때문에 최종 임무궤도에 도달하는데 요구되는 ΔV 는 발사일과 상관없이 동일한 값(약 500 m/s)을 요구한다.

소형 액체상단에 700 kg급의 달 탐사선이 탑재될 경우, 상단으로부터 이용 가능한 ΔV 는 Fig. 1에 나타난 바와 같이 4,200 m/s 정도이다. 본 임무의 경우 지구를 탈출 후 LOI-1을 수행하

는데 최대 3,500 m/s의 ΔV 가 요구되므로, 소형 액체상단이 LOI-1 이후 달 탐사선과 분리되어 다시 지구로 돌아오는 임무를 생각해볼 수 있다. 그 이유는 LOI-1에 요구되었던 최대 395 m/s만큼의 ΔV 를 사용하면 달 중력장을 벗어나 다시 지구로 돌아올 수 있기 때문이다.

4.2 추가적인 LOI를 수행하여 달 임무궤도 진입

Fig. 7은 700 kg의 달 탐사선을 지구 저궤도에서부터 달 임무궤도(100x100 km)까지 진입시키는데 요구되는 ΔV 를 보여준다. 이 경우 상단이 낼 수 있는 최대 ΔV 가 4,200 m/s이고, 요구되는 ΔV 가 4,000 m/s이므로 상단이 탐사선의 LOI를 모두 수행해 줄 수 있다. 다만 남은 ΔV (200 m/s)를 이용하여 중간 경로 수정 기동이나 자세 제어 연료 등을 충당할 수 있는지를 상세하게 검토해야 한다.

만약 탐사선의 질량이 500 kg이라면 소형 액체상단이 낼 수 있는 ΔV 가 4,700 m/s 이므로, LOI뿐만 아니라 추가적으로 궤도를 변경할 수 있다. 예를 들어 500 kg급의 착륙선을 발사한다면, Parking Orbit(100x100 km)에 진입 후 본격적인 착륙을 수행하기 위한 전이궤도(100x15 km)로 진입하는데 액체상단을 사용하거나, 달에 도달했을 때 LOI를 수행하지 않고 NASA JPL 프로그램의 Surveyor처럼 직접 착륙을 수행하는 임무도 고려할 수 있다.

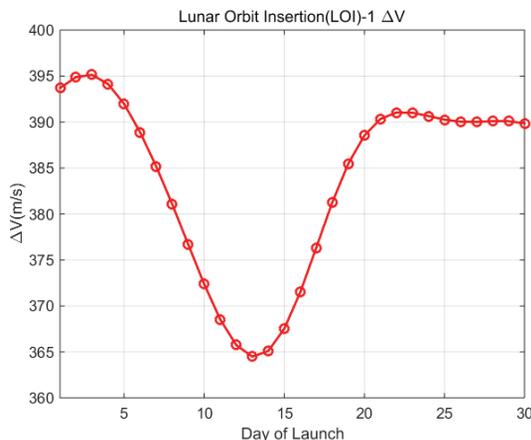


Fig. 6 Lunar Orbit Insertion-1 ΔV for a Month.

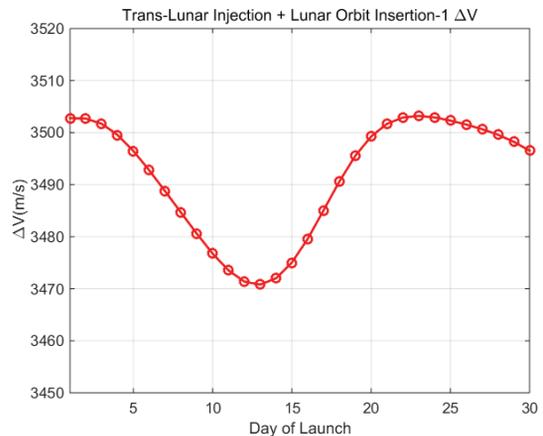


Fig. 7 TLI + LOI-1 ΔV for a Month.

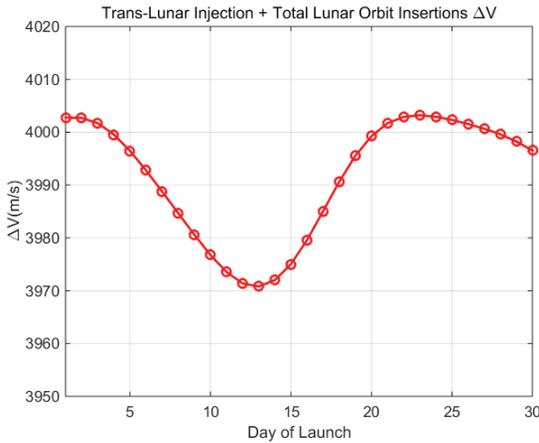


Fig. 8 TLI + Total LOI ΔV for a Month.

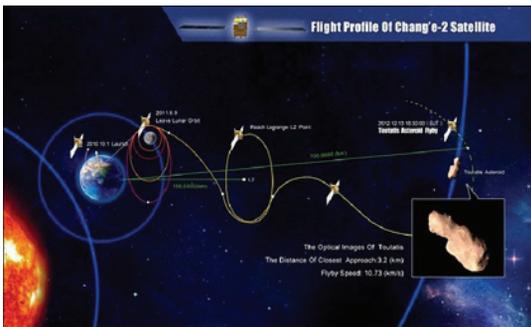


Fig. 9 Mission Trajectory of Chang'e-2[10].

4.3 LOI-1 기동 수행 후 소행성 탐사 등 수행

Fig. 9는 중국에서 발사한 Chang'e-2의 전반적인 임무 궤적을 보여준다[10]. Chang'e-2는 고도 100 km인 달의 임무궤도에서 탐사를 수행한 이후 지구와 달의 중력 평형점(L2)에 머물다가 소행성 탐사를 수행하는 미션으로 구성되어 있다.

우리의 경우 이와 동일하게 임무를 구성할 수 없을지라도 LOI-1 이후에 탐사선과 소행성 액체상단이 분리되면, 액체상단을 지구와 달의 Lagrange Point(L1 또는 L2)에 투입하여 궤도 진입과 관련한 실험을 수행하거나, 액체상단을 달의 Lagrange Point를 지나 소행성 근처로 보냄으로써 차후에 수행할 소행성 탐사의 궤적 검증 등도 수행하는 임무를 고려할 수 있다.

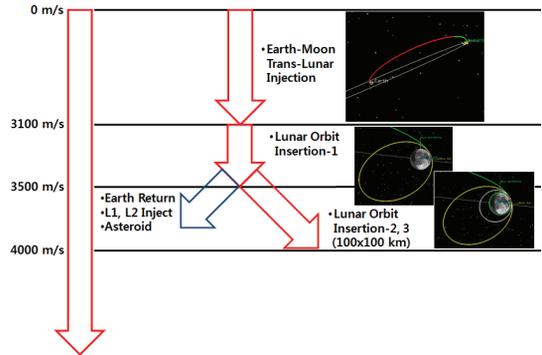


Fig. 10 Acceptable Mission Range based on ΔV.

4.4 ΔV를 기준으로 한 임무 정리

Fig. 10은 4장에서 기술된 임무들을 ΔV기준으로 정리한 결과를 보여준다. 일반 상단들은 TLI만 해주고 분리되어 더 이상 탐사선에 영향을 주지 않는 반면, 소형 액체상단의 경우 높은 비추력으로 인하여 TLI를 수행하고도 1,100 m/s (700 kg 기준)의 ΔV를 추가로 사용할 수 있다. 원래 탐사선이 수행해야 할 LOI를 소형 액체상단이 일부 또는 전부 수행해 준다면, 탐사선에 탑재해야 할 연료량을 크게 줄일 수 있다. LOI-1 이후 지구로 귀환하거나, 지구-달 평형점 투입 및 소행성 탐사 등에 활용하는 방법들도 추가로 논의할 수 있다.

위에 언급한 여러 종류의 임무를 고려할 때 소형 액체상단의 점화 횟수는 최소 2회, 최대 5회가 필요할 것으로 예상하며, 정확한 점화 횟수는 어떠한 임무를 선택할 것 인가에 따라 달라진다. 다만, 점화 횟수가 늘어날수록 이를 만족하기 위한 액체상단의 복잡성이 증가하고, 무게도 증가하는 단점이 있으므로 소형 액체상단 개발 시 이를 고려해야 한다.

5. 결론 및 향후 계획

제안된 소형 액체상단은 비추력이 높아 액체상단이 낼 수 있는 ΔV가 크게 증가함을 확인하였다. 도출된 ΔV의 값을 이용하기 위해 나로우주센터에서 발사 후 직접 전이궤적을 이용하

여 달 궤도에 도달하는 달 탐사선의 임무 설계를 수행하였다. TLI의 경우 약 3,110 m/s의 ΔV 가 요구되고, LOI는 최대 900 m/s 정도의 ΔV 가 요구됨을 확인할 수 있었다.

일반적인 상단은 달 탐사선의 TLI만을 수행해 주도록 활용하는 반면, 소형 액체상단은 TLI뿐만 아니라 LOI의 일부 또는 전부를 수행해 줄 수 있는 역량이 있음에 따라 추가로 어떠한 임무를 수행할 수 있는지를 다양하게 기술하였다.

소형 액체상단을 주기가 12시간인 달 궤도 진입(LOI-1)에 활용하거나, 추가적인 달 궤도 진입에 활용할 수 있다면, 달 탐사선 개발 일정을 단축시키고, 안정적인 운영에 크게 도움이 될 것이다. 또한, 소형 액체상단이 LOI-1 이후 지구로 귀환하거나, 지구와 달의 Lagrange Point를 지나 소행성 탐사를 위한 궤적 검증에 활용할 수 있다면 향후에 수행할 행성 탐사 임무나 지구 재진입 기술 검증에 활용할 수 있기 때문에 매우 큰 유익이 있다고 볼 수 있다.

다만, 달 탐사선이 원래 수행해야 할 LOI를 소형 액체상단으로 대체하려면 소형 액체상단의 신뢰성이 높아야 하고, 전이궤도 상에서 수행해야 할 궤도 결정 및 중간 경로 수정 기동과 같은 기능들을 액체상단 개발업체가 제공해줘야 하는 부담이 있기 때문에 이러한 기술적 문제들을 상세하게 검토해야 한다.

References

1. Lozier, D., Galal, K., Folta, D. and Beckman, M., "Lunar Prospector Mission Design and Trajectory Support," *AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting*, Monterey, CA, 9-11 February, 1998.
2. Beckman, M., "Mission Design for the Lunar Reconnaissance Orbiter," *29th Annual AAS Guidance and Control Conference*, Breckenridge, CL, 4 - 8 February 2006.
3. 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," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 12, pp. 921-930, 2013.
4. Loucks, M., Plice, L., Cheke, D., Maunder, C. and Reich, B., "Trade Studies in LADEE Trajectory Design," *25th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Williamsburg, VA, 11-15 January 2015.
5. Matsumoto, S., Ogawa, M., Kawakatsu, Y., Konishi, H., Ikeda, H., Terada, H., Tanaka, K., Kato, T., Otani, K., Kamikawa, E. and Ikegami, S., "Flight Results of Selenological and Engineering Explorer "KAGUYA" on Lunar Orbit," *21st International Symposium on Space Flight Dynamics*, Toulouse, France, 28 September - 2 October 2009.
6. Francisco, A., "Lunar Prospector Mission Handbook," April 10, 1998, Lockheed Martin Missiles & Space CO.
7. <http://spaceflight101.com>
8. https://en.wikipedia.org/wiki/Tsiolkovsky_rocket_equation
9. <https://en.wikipedia.org/wiki/Moon>
10. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/chang-e-2>