

유한 분사 모델을 이용한 달 궤도 진입 기동 연구

최수진*, 배종희**, 김은혁***

A Study on Lunar Orbit Insertion Maneuver using Finite Burn Model

Sujin Choi*, Jonghee Bae**, Eunhyeuk Kim***

Abstract

Korea Aerospace Research Institute has a plan to launch experimental lunar orbiter in 2017, and lunar orbiter and lander in 2020. In the mission planning phase, LOI(Lunar Orbit Insertion) maneuver strategy should be designed using finite burn model because on-board propulsion system of lunar orbiter is finite burn type. LOI maneuver plan and amount of required ΔV using finite burn model depend on the spacecraft attitude at burn, a type of propellant, thrust level and burn timing. This paper describes the LOI maneuver of lunar orbiter of foreign space agency and then comes up with the LOI maneuver plan of Korean lunar orbiter. Adequate thrust level and burn duration of Korean lunar orbiter also present by performing simulation.

초 록

한국항공우주연구원(이하, 항우연)은 2017년에 시험용 달 궤도선을, 2020년에 달 궤도선 및 착륙선 발사를 계획하고 있다. 달 궤도선이 달 궤도 진입(LOI) 기동을 수행할 경우 온보드에 탑재된 유한 분사 방식의 추력기를 이용하기 때문에 임무계획 단계에서 이러한 내용을 고려하여 LOI 기동 전략을 수립해야 한다. 유한 분사 모델을 이용한 LOI 기동 전략 및 요구되는 속도증분(ΔV)은 분사시점의 위성 자세, 추진제의 종류, 추력기의 추력 레벨 및 분사 시점에 따라서 달라진다. 본 논문은 해외 우주국 달 궤도선의 LOI 기동 사례를 기술하고, 이를 기반으로 한국형 달 궤도선의 LOI 기동 전략을 구체화 하였다. 또한 이와 관련된 시뮬레이션을 수행함으로써 한국형 달 궤도선에 적합한 추력 레벨 및 분사 시점 등을 도출하였다.

키워드 : 달 궤도선(Lunar Orbiter), 달 궤도 진입(lunar orbit insertion), 유한 분사 모델(finite burn model), 속도증분(delta-V)

접수일(2014년 5월 2일), 수정일(1차 : 6월 17일, 2차 : 6월 27일), 게재 확정일(2014년 7월 1일)
 *달탐사체계팀/jin5864@kari.re.kr **달탐사체계팀 /jbae@kari.re.kr ***달탐사체계팀/eunhyeuk@kari.re.kr

1. 서 론

달 탐사는 우주강국으로 도약하기 위해 필수적인 기술로써, 대한민국 정부는 2017년까지 시험용 달 궤도선을, 2020년까지 달 궤도선과 착륙선 발사를 추진하고 있다. 발사장소에서 발사된 달 궤도선은 지구 저궤도에서 관성비행을 수행하다가 킥모터(Kick-Motor) 또는 발사체 상단엔진을 이용하여 지구-달 전이궤도로 투입된다. 전이궤적은 형태에 따라 직접 전이 궤적, 위상 전이 궤적, WSB(Weak Stability Boundary) 전이궤적 및 나선 전이궤적으로 분류되며 달 궤도선은 이러한 궤적을 지나 달 궤도에 투입된다.

지구-달 전이궤도에서부터 달 궤도에 투입된 궤도선은 그 속도가 빠르기 때문에 속도를 감속하지 않으면 목표한 달 궤도에 진입할 수 없다. 그러므로 지상국에서는 온보드에 탑재된 추진계를 이용하여 궤도선이 목표한 달 궤도에 진입될 수 있도록 궤도조정을 수행해야 한다. 단, 궤도선의 질량, 온보드 추진계의 추력 레벨, 추진계의 종류에 따라서 달 궤도 진입을 위한 기동 전략이 달라진다. 달 궤도선을 지구 저궤도에서 달 전이궤도로 투입하는 달 전이궤도 투입(Trans Lunar Injection, TLI) 기동은 순간 점화(Impulsive Burn)으로 가정한다. 그 이유는 TLI 기동을 위한 엔진의 추력이 커서 엔진 분사 시간이 80여초 정도로 짧아 순간 점화로 가정할 수 있기 때문이다. 하지만 LOI 기동의 경우에는 궤도선에 탑재된 추진계의 추력이 TLI 엔진에 비해 상대적으로 적어서 분사하는 시간이 길어진다. 따라서 LOI 기동에 대한 임무설계를 수행할 때는 실제적인 상황을 고려하여 유한 분사 모델(finite burn model)로 모사를 해야 한다.

국내에서는 발표된 LOI 기동 설계에 관한 논문은 다양한 비추력 및 추력 레벨을 이용했다는 부분에서는 유사하나[1], 본 논문에서는 근월점 고도 증가 및 근월점 이각 변화에 대한 해석이 추가로 제시된 점에서 차별성이 있다. 해외 달 궤도선의 경우는 각 궤도선이 달 궤도에 진입한 이후 임무 수행 결과 위주로 기술된 논문이 주를 이룬 반면

[2~8], 본 논문은 위성의 형상(위성 질량 및 추력 레벨)이 결정되기 이전 상태에서 최적의 파라미터를 도출하는 논문으로 차별성이 있다.

LOI 기동에 유한 분사 모델을 적용할 경우 위성의 자세, 추진계의 종류, 추력기의 추력 레벨 및 점화시점에 따라 LOI 이후의 궤도특성이 달라진다. LOI 기동을 수행 시 위성의 자세 모멘텀 누적과 고도 상승으로 인한 추가 기동을 최소화하기 위해 근월점 이각(argument of periapsis) 및 근월점 고도(altitude of periapsis)를 일정하게 유지시키는 요구사항이 발생하기도 한다.

본 논문은 해외 달 궤도선(Lunar Prospector, LRO, SELENE, GRAIL)의 형상과 LOI 기동 사례들을 정리함으로써 향후 발사될 한국형 달 탐사선의 LOI 기동 전략을 구체화 하였다. 또한 근월점 이각을 유지하기 위한 자세값과 550kg급의 달 궤도선을 안정적으로 달 궤도에 진입시킬 수 있는 적정 추력 레벨도 도출하였다.

2. 해외 달 궤도선의 LOI 사례 조사

2.1 Lunar Prospector(LP)

LP는 달의 지형을 관측하기 위해 1998년 1월 7일 Athena-II 발사체에 의해 발사되었다. LP의 질량은 296.4kg이며, 단일추진제(hydrazine)을 연료로 사용하는 132N의 추력기를 온보드에 탑재하였다. LP는 직접 전이 궤적을 이용하여 지구 대기궤도에서 지구-달 전이궤도로 투입되었으며, 총 3회의 LOI 기동을 수행하여 100km의 달 임무 궤도에 진입하였다. 표 1에 나타난 바와 같이 LOI#1 기동으로 주기가 12시간인 궤도, LOI#2 기동으로 주기가 3.5시간인 궤도, 마지막 LOI 기동으로 이심률이 0.0이고 고도가 100km인 원궤도에 진입하였다[2]. LP는 회전 안정화 방식을 이용하기 때문에 위성의 자세를 제어하기 위해서는 온보드 추진계를 이용해야 한다. 따라서 LP는 LOI 기동을 수행하는 과정에서 위성의 자세제어에 소모되는 연료를 최소화하기 위해 근월점 이각(Argument of Periapsis)의 값이 변하지 않도록 하는 요구사항이 추가로 발생하기도 하였다.

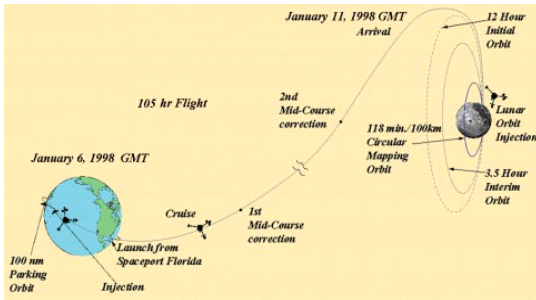


그림 1. Lunar Prospector 달 궤도 진입 궤적[3]

표 1. Lunar Prospector 형상

Items	Contents
Mass(Fuel)	296.4kg(137.7kg)
Propellant	Hydrazine
Onboard Thrust	6×22N
Attitude Control	Spin-Stabilized
Transfer Type	Direct Transfer
Lunar Orbit	100km polar orbit
LOI#1 ΔV (*OP#1)	354m/s(12 hour)
LOI#2 ΔV (OP#2)	274m/s(3.5 hour)
LOI#3 ΔV (shape)	264m/s(100×100 km)

*Op : Orbit Period

2.2 Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO)

LRO는 향후 미국이 달 유인 탐사를 재기하기 위해 필요한 정보를 획득하기 위한 목적으로 2009년 6월 18에 발사되었다. 달 탐사를 위한 탑재체는 광학 카메라(LROC, LRO Camera)와 레이저 고도계(LOLA, Lunar Orbiter Laser Altimeter)를 포함하여 총 7기가 탑재되었다. LRO의 총 질량은 1915kg이며, 단일추진제(hydrazine)을 연료로 사용한다. 온보드 추력기는 궤도 진입용 추력기 4기(각 88N)와 자세제어용

추력기 8기(각 22N)로 구성되었다. LRO는 직접 전이 궤적을 이용하여 달 궤도에 접근하였으며, 궤도 진입용 추력기와 자세제어용 추력기를 약 40분간 분사하는 LOI#1 기동으로 약 5시간 주기의 달 궤도에 진입하였다. 향후 추가적인 LOI#2~#5 기동을 수행한 후 연료 소모를 최소화할 수 있는 Frozen 궤도에 진입하였다[4]. 그 후 약 2개월 동안 탑재체 상태 점검 및 교정을 위한 기능 시험을 수행하고 고도 50km인 극궤도에 진입하여 약 1년 동안 정상 임무를 수행하였고, 현재(2014년 6월)는 연장 임무를 수행하고 있다.

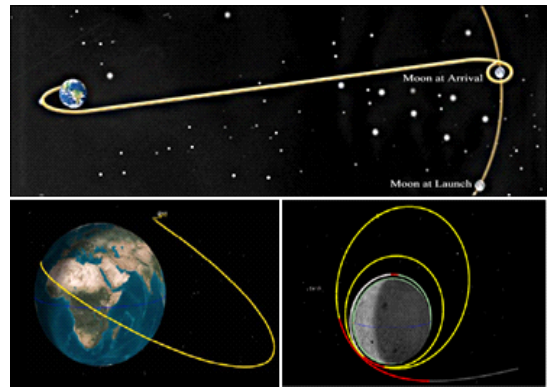


그림 2. LRO 달 궤도 진입 궤적[5]

표 2. LRO 형상[5]

Items	Contents
Mass(Fuel)	1,915kg(894.4kg)
Propellant	Hydrazine
Onboard Thrust	4×88N + 8×22N
Attitude Control	3-Axis Stabilized
Transfer Type	Direct Transfer
Lunar Orbit	50km polar orbit
LOI#1 ΔV (OP#1)	559.7m/s(5 hour)
LOI#2~#5 ΔV	362m/s(31×199 km)
MOI#1 ΔV (shape)	56m/s(50×50 km)

2.3 SELEnological and ENgineering Explorer(SELENE)

SELENE는 일본의 달 탐사 위성으로 약 18개월 동안 달에서 과학 및 영상 데이터를 획득하기 위한 목적으로 2007년 9월 14일에 발사되었다. SELENE는 주 궤도선 이외에 OKINA와 OUNA라고 불리는 중계 위성으로 구성되었으며, 지구 저궤도에서 2.5회의 위성 전이 궤적을 지나 달 궤도에 진입하였다. SELENE의 온보드 추력기는 궤도 진입용 1기(500N), 고도 유지 및 요/피치 자세제어용 추력기 12기(20N), 롤 자세제어용 추력기 8기(1N)로 구성되었다. SELENE는 LOI#1 기동으로 100×12,000km의 타원궤도에 진입하였으며, 그림 3에 나타난 바와 같이 추가적인 기동으로(LOI#2~#6) 목표한 임무궤도에 진입하였다.

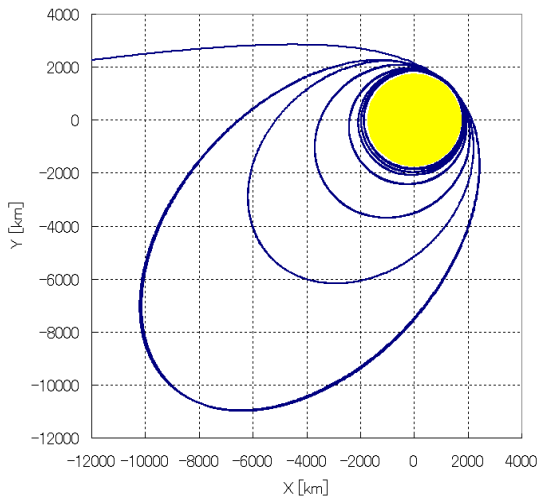


그림 3. SELENE 달 궤도 진입 궤적[6]

2.4 Gravity Recovery and Interior Laboratory(GRAIL)

GRAIL은 JPL(Jet Propulsion Laboratory)에서 개발된 쌍둥이 달 궤도선으로 달의 저궤도에서 달 중력장과 달 내부의 구조를 측정하기 위해 2011년 9월 10일에 Delta-II에 의해 발사되었다. GRAIL은 중력이 평형한 태양과 지구의 L1 라그

랑지 포인트(Sun-Earth Lagrangian point)를 지나 달 궤도에 진입하는 WSB궤적을 이용하여 달 궤도에 진입하였다.

표 3. SELENE 형상[7]

Items	Contents
Mass(Fuel)	3,000kg(1,300kg)
Propellant	Bi/Hydrazine
Onboard Thrust	1×500N/12×20N/8×1N
Attitude Control	3-Axis Stabilized
Transfer Type	Phasing Loop Transfer
Lunar Orbit	100km polar orbit
LOI#1 ΔV (shape)	298.4m/s(100×12,000)
LOI#2 ΔV (shape)	102.2m/s(100×5,700)
LOI#3 ΔV (shape)	151.4m/s(100×2,400)
LOI#4~6 ΔV	296.8m/s(78×125)

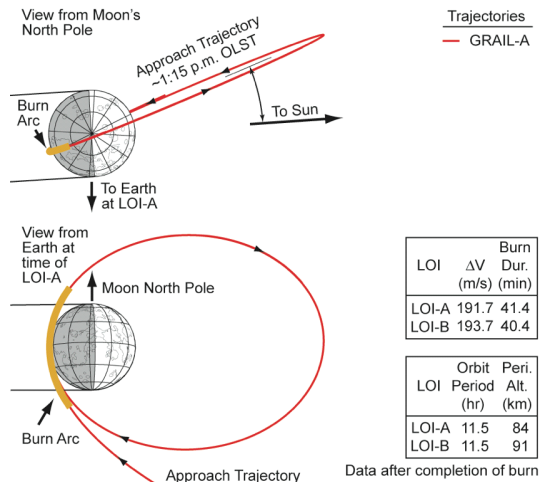


그림 4. GRAIL 달 궤도 진입 궤적[8]

각 GRAIL의 총 질량은 306kg이며, 단일추진제(hydrazine)을 연료로 사용한다. 온보드 추력기

는 궤도 진입용 추력기 1기(22N)와 자세제어용 warm gas 추력기 8기(0.9N)로 구성되었다. 쌍둥이 위성인 GRAIL은 그림 4에 나타난 바와 같이 근월점이 각각 84, 91km인 궤도에서 LOI#1 기동을 약 40분간 수행하여 주기가 11.5시간인 궤도에 진입한다. 이후에는 그림 5에 나타난 바와 같이 총 7회의 궤도 주기 조정 기동(#2~#8)으로 궤도 주기를 점차적으로 줄인 후 주기가 1.9시간인 궤도로 진입한다[8].

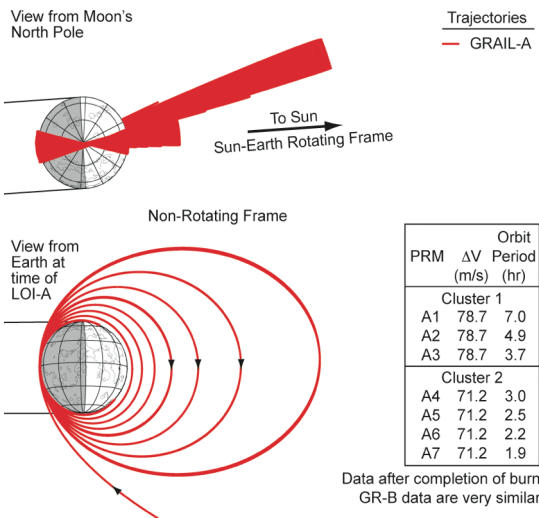


그림 5. GRAIL 궤도 주기 조정 궤적[8]

표 4. GRAIL 형상[8]

Items	Contents
Mass(Fuel)	306kg(106kg)
Propellant	Hydrazine
Onboard Thrust	1×22N/8×0.9N
Attitude Control	3-Axis Stabilized
Transfer Type	WSB
Lunar Orbit	55km polar orbit
LOI#1 ΔV (OP)	191.7m/s(11.5)
LOI#2~#8 ΔV	520.9m/s(1.9)

3. 달 궤도선 형상 및 LOI 기동 전략

3.1 달 궤도선 형상

항우연은 달 탐사 기술을 검증하기 위한 목적으로 2017년에 시험용 달 궤도선을, 2020년에 탐사용 달 궤도선을 발사할 예정이다. 달 궤도선의 총 질량은 약 550kg이며, 단일 추진제(연료량 약 230kg[TBD])를 이용한 온보드 추력기를 탑재할 예정이다. 한국형 달 궤도선의 형상은 그림 6 및 표 5에 나타난 바와 같다[9].

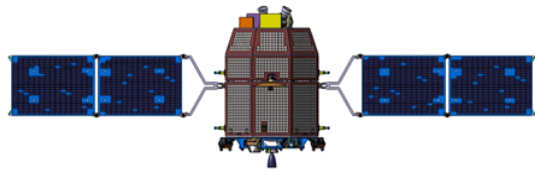


그림 6. 한국형 달 궤도선 형상

표 5. 한국형 달 궤도선 형상[9]

Items	Contents
Mass(Fuel)	550kg(230kg)
Propellant	Hydrazine
Onboard Thrust	[TBD]
Attitude Control	3-Axis Stabilized
Transfer Type	Direct or Phasing Loop
Lunar Orbit	100km polar orbit

3.2 달 궤도선 LOI 기동 시나리오

달 궤도선의 임무 시나리오는 표 6에 나타난 바와 같이 나로 우주센터에서 발사하여 300km의 지구 저궤도에 진입하고, TLI 기동 후 약 5일의 지구-달 전이궤적을 지나는 것으로 가정하였다[9]. 이전에 수행한 연구에 의하면 달 궤도선이 지구의

대기궤도에서 관성비행을 수행하는 기간에 따라서 TLI 기동을 수행하는 시점이 달라지며, 이로 인하여 LOI 기동을 수행하는데 요구되는 ΔV 가 달라진다[10]. 하강 교점에서 TLI 기동을 수행할 때 LOI 기동에 요구되는 ΔV 가 최소화되기 때문에 이때를 기준으로 유한 분사 모델을 적용하여 LOI 기동에 대한 시뮬레이션을 수행하였다[10].

표 6. 달 궤도선의 임무 시나리오

Step	Contents	Remark
1	발사	고도 : 300km 경사각 : 80도 이심률 < 0.01
2	대기궤도	관성비행
3	TLI 기동 수행	순간 추력
4	전이궤적 진입	전이 기간 : 5일
5	LOI 기동 수행	유한 추력
6	달 궤도 진입	고도 : 100km 경사각 : 90도 이심률 < 0.01

3.3 달 궤도선 LOI 기동 전략

기 조사한 해외 달 탐사선 중 총 무게와 임무 측면에서 한국형 달 탐사선과 가장 유사한 위성은 NASA의 LP라고 볼 수 있다. LP는 100km의 근월점 고도(periselene altitude)를 기준으로 약 3회의 LOI 기동을 수행한 후 달의 임무궤도에 진입하였다. 다만, NASA는 달 탐사에 대한 경험이 많은 것에 반해 대한민국은 경험이 없기 때문에 100km의 근월점 고도를 직접 이용하기는 어려울 수 있다. 그 이유는 100km 고도를 이용하는데 있어서 궤도결정 능력, 지상국 통신범위(coverage)등에 있어서 불확실성 크게 존재하기 때문이다. 따라서 LP와 같이 총 3회의 궤도를 지나도록 목표궤도를 선정하였고, 달 궤도에 진입하기 위한 근월점 고도는 각각 100km, 250km로 분류하여 시뮬레이션을 수행하였다.

- Periselene Altitude : 100km, 250km
- LOI 목표 궤도
 - LOI#1, LOI#2 : 12시간, 3.5 시간
 - LOI#3 : 이심률 < 0.001

4. LOI 기동 시 고려해야 할 사항

4.1 LOI 분사 기간 동안의 위성 자세

그림 7과 같이 유한 분사가 수행될 때 위성의 자세는 관성좌표계를 기준으로 분사를 시작한 시점의 자세를 분사가 끝날 때까지 유지하는 경우(Inertial at Start)와 분사가 진행되는 모든 구간에서 달 중심 방향으로 자세를 연속적으로 변경하는 경우로(Update during Burn) 구분 하였다.

- Attitude Update during Burn
 - Inertial at Start(IAS)
 - Update during Burn(UDB)

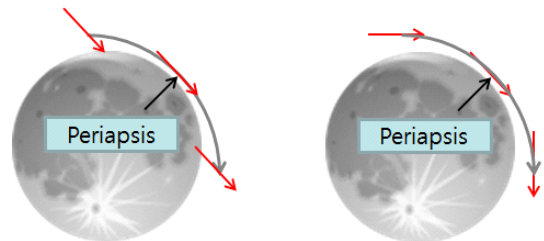


그림 7. Inertial at Start(Left), Update during Burn(Right)

4.2 추력기 분사 시점

그림 8에 나타난 바와 같이 LOI#1 기동을 수행할 때 추력기를 분사하는 시점은 달 궤도선이 달의 근월점에 진입한 이후부터 분사하는 방법(Not Center Burn)과 달의 근월점을 중간지점으로 하여 근월점 앞과 뒤의 궤도에 동일한 시간동안 분사하는 방법(Center Burn)이 있다. 본 논문에서는 이 두 가지 경우를 고려하여 시뮬레이션을 수행하였다.

- Burn Timing : Not Center Burn, Center Burn

4.3 추진제의 종류

추진제의 종류에는 단일 추진제와 이원 추진제가 있다. 단일 추진제의 비추력은 약 220sec이고 이원 추진제의 비추력은 약 310sec이므로 단일추진제를 온보드 추력기의 연료로 사용할 경우 같은 ΔV 를 내는데 요구되는 연료가 더 많다. 하지만 단일 추진제를 탑재한 추진계는 이원 추진제를 탑재한 추진계에 비해 구조가 단순하므로 추진계의 무게가 적게 나가는 이점이 있다.

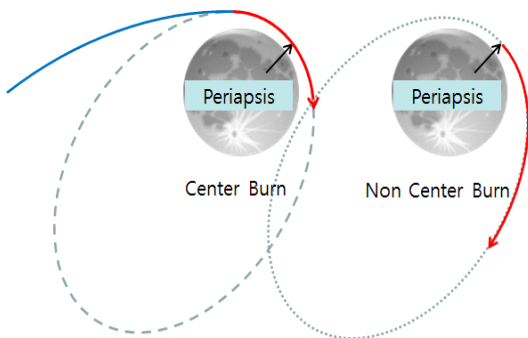


그림 8. Center Burn, Not Center Burn

따라서 요구되는 ΔV 와 추력기의 무게에 대한 trade-off를 수행하여 합리적인 선택이 필요하다. 한국형 달 궤도선은 단일 추진제를 사용하므로 단일 추진제를 이용한 시뮬레이션을 수행하였다.

- 추진제 종류 : 단일

4.4 궤도선의 무게 당 추진제의 추력비

2장에서 조사된 내용을 바탕으로 아래 표 7과 같이 총 무게 대비 추력의 비율(T/M ratio)을 정리하였다. 그 결과 무게 대비 추력의 비율은 LP가 약 45%로 가장 크고, WSB궤적을 이용하는 GRAIL은 7%로 가장 적음을 알 수 있다. 본 논문에서는 550kg인 한국형 달 궤도선을 기준으로 60N, 80N, 100N, 200N(T/M 비율 각각 11%, 15%, 18%, 36%)인 추력을 이용하여 LOI 기동에 대한 시뮬레이션을 수행하였다.

표 7. Spacecraft Mass, Thrust, T/M Ratio

Name	Type	T(N)	Mass(kg)	Ratio
LP	Mono	132	296.4	45%
LRO	Mono	352	1,915.0	18%
SELENE	Bi	500	3,000.0	17%
GRAIL	Mono	22	306.0	7%

5. LOI 기동 시뮬레이션 결과

5.1 LOI 기동 시뮬레이션 모델

시뮬레이션은 AGI(Analytic Graphic Inc.)社에서 개발된 STK(Satellite Tool Kit)/Astrogator 모듈을 이용하여 수행하였으며, 달 궤도에 진입하는 단계에 대한 시뮬레이션 모델은 아래와 같다.

- Lunar Gravity Model : LP165P(150x150)
- Numerical Integrator : Runge-kutta 78th
- Third Body Perturbation : Sun, Earth

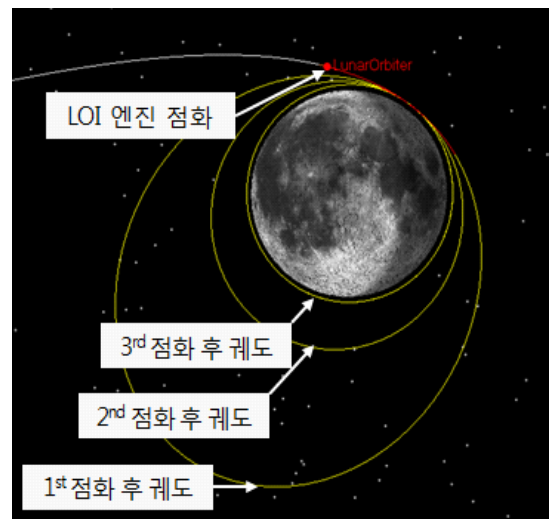


그림 9. 달 궤도 진입 기동 궤적

5.2 LOI 분사 기간 동안의 위성 자세

표 8은 달 궤도선의 LOI 분사 기간 동안에 위성 자세에 대한 ΔV , 근월점 이각 및 근월점 고도를 보여준다. 관성좌표계를 기준으로 분사를 시작한 시점의 자세를 분사가 끝날 때까지 유지한 경우, 근월점 이각은 LOI#1과 LOI#2 기동을 수행한 이후에도 일정하게 유지가 됨을 알 수 있다. LOI#3 이후의 근월점 이각은 이심률이 거의 0에 해당하는 상황에서 계산된 값이기 때문에 LOI#2 이후의 근월점 이각과의 차이는 특별하게 큰 의미가 없다. 근월점 고도는 LOI 기동을 수행하는 내내 일정하게 유지됨을 알 수 있다. 하지만 분사가 진행되는 모든 구간에서 달의 중심 방향으로 자세를 연속적으로 변경해준 경우에는 LOI#1과 LOI#2 기동을 수행한 이후에 근월점 이각은 약간 변화하는 반면, 근월점 고도는 많이 낮아지고 심지어 LOI#3 기동 이후에는 월면에 부딪히는 것을 알 수 있다. 따라서 LOI 기동을 수행할 때에는 분사를 시작한 시점의 자세를 분사가 끝날 때까지 유지하도록 해야 함을 알 수 있다. 본 시뮬레이션은 추력기 분사 시점이 Center Burn (CB), 근월점 고도는 100km, 추력은 100N으로 가정하여 수행하였다.

5.3 추력기 분사 시점

표 9는 달 궤도선의 추력기 분사 시점에 대한 근월점 이각 및 근월점 고도를 보여준다. 추력기 분사 시점을 Center Burn(CB)으로 수행한 경우에는 근월점 이각과 근월점 고도가 LOI 기동을 수행하는 내내 일정하게 유지되지만, Non Center Burn(NCB)인 경우에는 추력 분사 시점이 너무 늦어져 LOI#1에 요구되는 ΔV 도 매우 커지고 근월점 고도도 1100km 이상 높아짐을 알 수 있다. 따라서 추력기 분사 시점은 Center Burn으로 수행해야 한다.

5.4 추진계의 추력 레벨에 따른 분석

본 절에서는 근월점 고도가 100km인 경우의

ΔV , 분사 기간, 근월점 이각 및 근월점 고도 변화에 대한 분석을 하였다. 근월점 고도가 250km인 경우는 표 10에 상세하게 기술되어 있다.

표 8. 위성 자세에 따른 LOI 결과

CB, 100km, 100N Case		$\Delta V(m/s)$	Arg. of Per.(°)	Alt of Per.(km)
IAS	LOI#1	368.2	132.177	108.704
	LOI#2	265.3	131.739	109.495
	LOI#3	246.4	80.577	108.849
UDB	LOI#1	348.2	131.104	50.777
	LOI#2	251.9	129.945	31.559
	LOI#3	277.1	44.004	-3.921

표 9. 분사 시점에 따른 LOI 결과

IAS, 100km, 100N Case		$\Delta V(m/s)$	Arg. of Per.(°)	Alt of Per.(km)
CB	LOI#1	368.2	132.177	108.704
	LOI#2	265.3	131.739	109.495
	LOI#3	246.4	80.577	108.849
NCB	LOI#1	568.8	140.48	1146.14
	LOI#2	-	-	-
	LOI#3	-	-	-

5.4.1 ΔV 에 대한 분석

한국형 달 궤도선은 순간 추력 모델과 같이 단 한번의 LOI 기동으로는 목표한 달 궤도에 진입하는 것이 어렵기 때문에 LP와 같이 총 3회의 LOI 기동을 통해 달 궤도에 진입하는 것으로 시뮬레이션을 수행하였다. 그림 10에 나타난 바와 같이 온보드 추진계의 추력 레벨이 적어질수록 LOI#1 기동을 수행하는데 요구되는 ΔV 가 커짐

을 알 수 있다. 그 이유는 궤도선의 무게 대비 추력이 적기 때문에 그만큼 추력기의 분사 시간이 길어지며, 그 결과 분사 손실(loss burn)이 발생하기 때문이다.

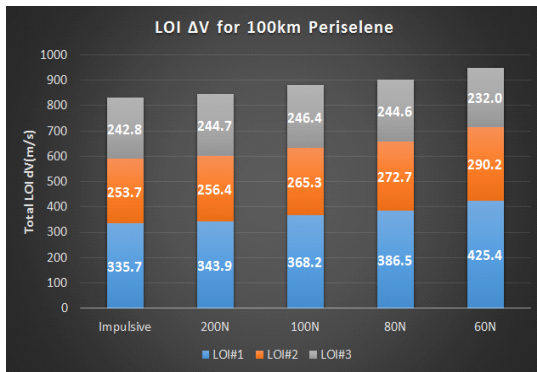


그림 10. 추력 레벨에 따른 ΔV 결과

5.4.2 분사 기간에 대한 분석

그림 11에 나타난 바와 같이 ΔV 에 대한 분석 결과와 유사하게 추진계의 추력 레벨이 적어질수록 LOI 기동을 수행하는데 요구되는 분사 기간도 점차 길어짐을 알 수 있다.

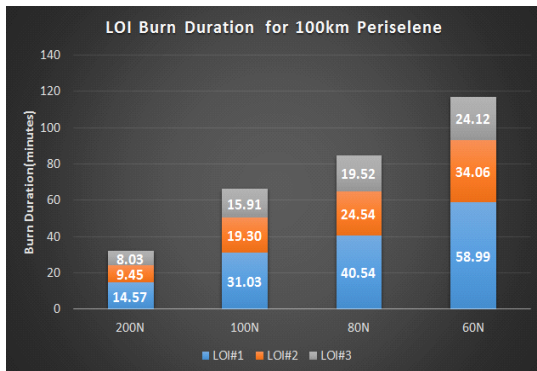


그림 11. 추력 레벨에 따른 점화기간 결과

5.4.3 근월점 이각에 대한 분석

그림 12와 같이 총 3회의 LOI 기동을 시뮬레

이션 한 결과 근월점 이각의 변화는 달의 근월점 고도와 추력 레벨을 변경해도 크게 차이가 없는 것으로 나타났다. 그 이유는 추력기의 분사 시점을 Center Burn으로 하고 분사를 수행하는 구간에서의 위성 자세가 관성좌표계 상에서 일정하게 유지되기 때문이다.

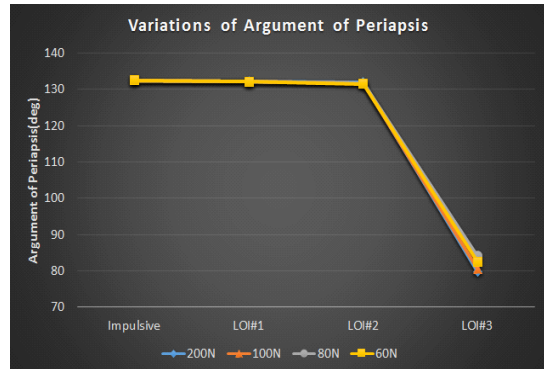


그림 12. 추력 레벨에 따른 근월점 이각 변화 결과

5.4.4 근월점 고도에 대한 분석

추력에 따른 근월점 고도는 그림 13과 같이 처음 목표한 근월점 대비 지수(exponential) 함수 형태로 높아짐을 알 수 있다. 그 이유는 추력 레벨이 작아질수록 추력기의 분사 기간이 길어지고 그 결과 분사 손실(loss burn)이 달 궤도의 근월점을 높이는 방향으로 작용하기 때문이다.

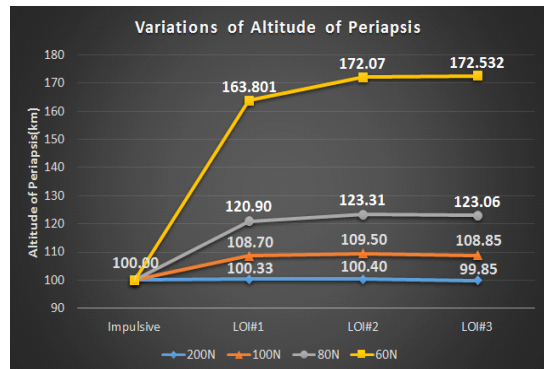


그림 13. 추력 레벨에 따른 근월점 고도 변화 결과

5.4.5 추진계의 추력 레벨 선정

550kg급 달 궤도선에 적합한 추력 레벨을 선정하기 위해서 아래와 같은 구속조건을 제시하였다.

- LOI 기동시 ΔV 최소화
- LOI 기동시 근월점 이각의 변화 최소화
- LOI 기동시 근월점 고도 상승 30km 미만

달 궤도선이 위에 제시한 구속조건을 만족하려면 최소한 80N 이상의 추력 레벨이 요구됨을 알 수 있다.

6. 결 론

한국형 달 궤도선의 LOI 기동을 설계하기 위해서 유한 분사 모델을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. LOI 기동을 수행하는 동안에 위성의 자세를 관성좌표계 상에서 일정하게 유지하고, 추력기의 분사 시점을 Center Burn으로 하면 LOI 기동을 수행 시 근월점 이각을 일정하게 유지할 뿐만 아니라 근월점 고도의 변화도 최소화함을 확인하였다.

근월점 고도를 선정하고 추력 레벨을 변화시켜 가면서 LOI 기동에 대한 시뮬레이션을 수행한 결과 추력이 적어질수록 요구되는 ΔV 및 분사 기간은 비례적으로 늘어나지만 근월점 고도는 지수 함수 형태로 크게 높아짐을 알 수 있었다. LOI 기동을 수행하는데 근월점 이각을 일정하게 유지하고 분사 손실(loss burn)으로 인한 근월점 고도의 증가를 최소화하기 위해서는(최대 30km 이하로 증가시키고자 하는 경우) 추력 레벨이 최소 80N 이상 되어야 한다.

달 궤도 진입 시 추가적인 궤도조정 없이 목표한 근월점 고도에 도달하기 위해서는 분사 손실로 인한 근월점 고도의 상승을 예측하여 LOI 기동을 모두 수행한 후의 고도가 임무 궤도의 고도가 될 수 있도록 처음 달 궤도 진입 시의 근월점 고도를 목표한 고도보다 낮게 설계하는 것이 하나의 방안이 될 수 있을 것이다.

향후에는 LOI 기동을 수행하는데 요구되는 연료의 소모를 최소화하기 위해 추력 레벨에 따른 목표 궤도를 각각 도출하고, LOI 기동을 수행할 때 달의 중력장 및 third body perturbation에 의한 경사각 변화를 고려하여 최적의 경사각 조정 시점을 도출할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Young-Joo Song, Sang-Young Park, "Analysis of Delta-V Losses During Lunar Capture Sequence Using Finite Burn", JASS, 28(3), 2011.
2. David Lozier & Ken Galal, "Lunar Prospector Mission Design and Trajectory Support", AAS, 1998.
3. Lunar Prospector Mission Handbook, April 10, 1998.
4. 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.
5. Michael Measarch, Mark Beckman, "Maneuver Operations Results from the Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO) Mission", SpaceOps, May 2010, Huntsville, Alabama.
6. Takaaki Katoh, Hiroshi Terada, "Orbital Maneuver Plan and Operation Results of "KAGUYA" during Lunar Transfer Orbit and Lunar Orbit Injection", ISTS, Jun 2008, Hamamatsu.
7. Shuichi Matsumoto, Mina Ogawa, "Flight Results of Selenological and Engineering Explorer "KAGUYA" on Lunar Orbiter", ISSFD, Sep 2009, Toulouse.
8. Ralph B. Roncoli, Kenneth K. Jujii, "Mission Design Overview for the Gravity Recovery and Interior Laboratory(GRAIL) Mission", AAS, Aug 2010, Toronto.

9. 한국항공우주연구원, "한국형 달 탐사를 위한 기획연구", 2013, pp. 27.
10. 최수진, 송영주, 배중희, 김은혁, 주광혁, "직접 전이궤적을 이용한 한국형 달 궤도선의 임무설계 및 분석", 한국항공우주학회지, 제 41권 12호, 2013, pp. 950-958.

표 10. 근월점 고도와 추력 레벨에 따른 LOI 시뮬레이션 결과

Target Lunar Altitude	Burn Type (Thrust)	Sequence	$\Delta V(m/s)$	Burn Duration (sec)	Argument of Periapsis(°)	Altitude of Periapsis(km)
100km	Impulsive	LOI	832.4	-	132.533	99.975
	Finite (200N)	LOI#1	343.9	874.11	132.226	100.331
		LOI#2	256.4	566.86	132.043	100.401
		LOI#3	244.7	481.67	79.761	99.853
		Total	845.0	1922.64	-	-
	Finite (100N)	LOI#1	368.2	1861.73	132.177	108.704
		LOI#2	265.3	1157.72	131.739	109.495
		LOI#3	246.4	954.70	80.577	108.849
		Total	879.9	3974.15	-	-
	Finite (80N)	LOI#1	386.5	2432.50	132.129	120.899
		LOI#2	272.7	1472.13	131.601	123.310
		LOI#3	244.6	1171.41	84.178	123.061
		Total	903.8	5076.04	-	-
	Finite (60N)	LOI#1	425.4	3539.26	132.161	163.801
		LOI#2	290.2	2043.33	131.460	172.070
		LOI#3	232.0	1446.95	82.495	172.532
Total		947.6	7029.54	-	-	
250km	Impulsive	LOI	806.0	-	131.288	250.003
	Finite (200N)	LOI#1	356.6	903.9	130.968	250.182
		LOI#2	270.0	591.6	130.745	250.235
		LOI#3	196.2	385.81	54.21	249.775
		Total	822.8	1881.31	-	-
	Finite (100N)	LOI#1	378.2	1907.94	130.894	257.456
		LOI#2	278.1	1204.26	130.362	258.084
		LOI#3	194.9	756.21	105.319	257.903
		Total	851.2	3868.41	-	-
	Finite (80N)	LOI#1	394.3	2478.08	130.825	267.850
		LOI#2	284.7	1527.20	130.170	269.882
		LOI#3	192.7	924.92	100.671	269.690
		Total	871.7	4930.20	-	-
	Finite (60N)	LOI#1	429.3	3568.14	130.818	304.722
		LOI#2	300.7	2108.43	129.923	311.942
		LOI#3	181.2	1135.62	99.499	311.865
Total		911.2	6812.19	-	-	