

달착륙선 추진시스템 기본 설계 및 지상 모델 설계

김수겸* · 유명종**

Preliminary design of lunar lander propulsion system and ground test model

Su-Kyum Kim* · Myoung-Jong Yu**

ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute (KARI) started preliminary research about the propulsion system for lunar orbiter and moon lander this year in order to prepare korean moon exploration plan of 2020s. The final goal of this study is to develop a prototype propulsion system for lunar exploration and to perform ground landing test using this propulsion system. In this year, preliminary design of propulsion system and 200N class monopropellant thruster have been conducted. In this paper, the trade-off study result and the design concept of the propulsion system for Korean moon exploration will be introduced and preliminary design of propulsion system will be presented.

초 록

한국항공우주연구원에서는 2020년대에 수행하기로 계획되어 있는 달탐사를 준비하기 위해 달 탐사선 및 착륙선 추진시스템의 기본 설계를 진행하고 있으며 추진시스템의 설계 검증 및 추력기의 성능 검증을 위한 착륙 시험 계획을 진행하고 있다. 올해는 그 첫 단계로 추진시스템의 개념 설계가 이루어졌으며 지상 시험을 수행하기 위한 200N급 단일추진제 추력기의 설계가 이루어졌다. 본 논문에서는 추진계 설계를 위한 trade-off 연구 결과와 추진계 및 추력기의 기본 설계에 대해 소개할 예정이다.

Key Words: Moon exploration(달탐사), Monopropellant thruster(단일추진제 추력기), Propulsion system(추진시스템)

1. 서 론

1960년대 아폴로 계획의 성공 이후 1990년대

까지 달탐사는 거의 중단된 상태였으나 1990년대 소형 탐사선을 이용한 달탐사가 재개되면서 최근에 들어서는 달탐사가 전세계적으로도 매우 중요한 이슈 중의 하나가 되었으며 이미 미국과 러시아 이외에도 일본, 중국, 인도 등이 이미 자체적인 탐사선을 개발하여 달탐사에 성공한 바 있다[1-3].

* 한국항공우주연구원 위성열/추진팀

** 한국항공우주연구원 위성기술실
연락처, E-mail: skim@kari.re.kr

우리나라도 달탐사를 2020년대에 수행하는 계획을 이미 발표하였으며 이러한 계획의 성공적인 수행을 위해 한국항공우주연구원에서는 달탐사선 및 착륙선 추진시스템의 기본 설계를 진행하고 있으며 추진시스템의 설계 검증 및 추력기의 성능 검증을 위한 착륙 시험 계획을 진행하고 있다. 올해는 그 첫 단계로 달궤도선 및 착륙선을 위한 추진시스템 개념 설계가 이루어졌으며 지상 시험을 수행하기 위한 200N급 단일추진계 추력기의 설계가 이루어졌다. 본 논문에서는 추진계 설계를 위한 trade-off 연구 결과와 추진계 및 추력기의 기본 설계에 대해 소개할 예정이다.

2. 추진시스템 기본 설계

추진계 설계를 위한 첫 단계로 과거 달탐사선들에 대한 Trade-off study 및 추진계 소모량 계산이 이루어졌다. 표 1에서 나타나는 것처럼 과거의 달탐사선들은 SMART-1을 제외하고는 모두 화학 추력기를 이용하고 있으며 상대적으로 대형 탐사선에서는 이원추진계 추진시스템을 소형으로 갈수록 단일추진계 추진시스템을 사용하는 경향이 있는 것을 확인할 수 있다.

이원추진계 시스템의 경우 높은 비추력으로 추진계를 절약하여 Payload 무게를 높일 수 있는 장점이 있어 지구궤도에서 달궤도로 전이하는 추진시스템을 포함하는 중대형 탐사선에 적합하며 발사체에서 직접 달궤도로 올릴 수 있는 소형 탐사선의 경우 시스템이 간단하고 신뢰도가 높은 단일추진계 시스템이 더 유리한 것으로 판단된다.

현재 국내에서 계획 중인 달탐사는 KSLV-2의 발사 능력에 맞춰 사양이 선정되어 있어 달궤도에서의 예상 질량은 약 550 kg으로 소형에 해당되며 또한 현재 단일추진계 관련 기술은 국내에서 이미 실용화되어 위성체에 활용되고 있으나 이원추진계의 경우 현재까지 검증된 기술을 보유하고 있지 않아 현 시점에서의 한국형 달탐사선 추진시스템은 단일추진계가 가장 적합한 것으로 판단된다[4].

Table 1. Propulsion system for lunar explorers

	Year	Nation	PS
Apollo	1969	USA	Bi-Propellant
Hiten	1990	Japan	Mono Propellant
Clementine	1994	USA	Dual Mode
Lunar Prospector	1998	USA	Mono Propellant
SMART-1	2003	Europe	Hall Thruster
Selene (Kaguya)	2007	Japan	Dual Mode
Chang'e-1	2007	China	Bi-Propellant
Chandrayaan-1	2008	India	Bi-Propellant
LRO	2009	USA	Mono-Propellant

본체 및 추진시스템의 설계를 위해서는 기본적으로 추진계 소모량을 예측할 필요가 있으며 이를 위해 달궤도에서 550 kg인 탐사선 질량을 기준으로 추진계 소모량을 예측하였다. 추진제로는 단일추진체인 하이드라진을 가정하였으며 비추력은 220 ~ 230 sec를 가정하였다[5].

Table 2. Propellant budget calculation for lunar orbiter

	Mass (kg)	Isp (sec)	Del-V (m/s)
Initial Mass	550.0		
Mid-Course Correction Before LOI	537.4	220	50.0
Lunar Orbit Injection Before Orbit Correction	365.6	230	869.0
Orbit Correction (1year) EOL (Dry Mass)	351.5	220	85.0
Propellant Mass	198.5		

Table 3. Propellant budget calculation for lunar lander

	Mass (kg)	Isp (sec)	Del-V (m/s)
Initial Mass	550.0		
Mid-Course Correction Before LOI	537.4	220	50.0
Lunar Orbit Injection Before Low LOI	365.6	230	869.0
Low LOI Before Powered Descent	362.5	220	18.6
Powered Descent Before Landing	158.8	230	1862.0
Landing Operation EOL (Dry Mass)	158.1	220	10.0
Propellant Mass	391.9		

최종적으로 계산된 추진제 소요량은 표 2와 표 3에 나타나는 것처럼 궤도선의 경우 약 200 kg, 착륙선의 경우 약 400 kg 정도로 나타났으며 이에 따라 추진제 탱크의 선정 및 구조물의 설계가 이루어졌다.

이러한 기본적인 추진시스템 요구 조건을 바탕으로 추력기 선정 작업이 이루어졌다. 추력기의 선정은 요구되는 추력 레벨과 이전의 탐사선 설계를 바탕으로 이루어졌으며 본 연구에서는 기준이 되는 탐사선으로 LRO를 선정하여 비교 검토를 수행하였다. LRO의 경우 한국형 탐사선과 동일하게 단일추진제 하이드라진 추력기를 활용하고 있으며 기본적인 설계 개념이 국내 탐사 계획과 유사한 특징이 있다. 추력기의 선정은 궤도선과 착륙선에 모두 활용하는 것을 바탕으로 진행되었으며 달착륙 시에는 중력을 버틸 수 있는 최소한의 추력을 가질 수 있도록 하였다.

Table 4. Thruster selection for lunar orbiter

	LRO	Korean lunar orbiter
Total Mass	1965kg	550kg
TLI method	Direct insertion	Direct insertion
PS type	Mono propellant	Mono propellant
Propellant	Hydrazine	Hydrazine (TBD)
LOI thruster	360N (90N x 4)	200 N
ACS thruster	22N x 8	5 N x 8

Table 5. Thruster selection for lunar lander

	Korean lunar lander
Total Mass	550kg
Mass before Powered Descent	362.5kg
Min. Thrust for Hovering	592.1N
Descent Thruster	800 N (200 N x 4)
ACS thruster	5 N x 8

추진시스템을 포함한 구조물 설계는 탱크 크기의 선정 및 추력기의 배치를 포함하고 있으며 구조 설계의 요구조건에 따라 탱크의 경우 탐사선의 경우 60 liter 탱크 4개를 활용하고 착륙선의 경우 460 liter 탱크 1개를 활용하는 것을 기본 설계로 선정하였다.

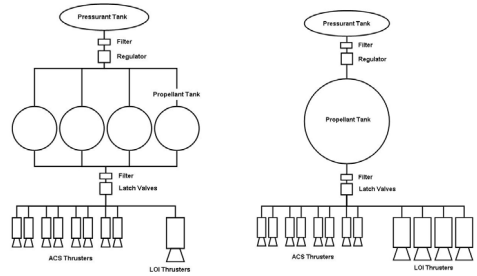


Fig. 1 Schematics for Korean lunar orbiter and lander

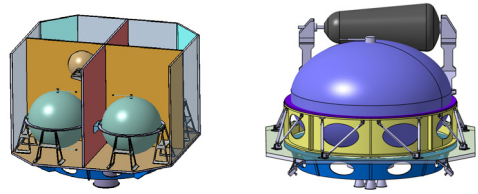


Fig. 2 Solid model for Korean lunar orbiter and lander

최종적으로 Fig.1과 같이 레귤레이션 시스템을 포함하는 추진시스템 기본 설계가 수행되었으며 구조 설계를 포함하여 최종 생성된 설계 모델은 Fig.2와 같다.

3. 지상시험용 모델 설계

항공우주연구원에서는 달착륙선 기본 설계의 검증용을 위해서 지상 착륙 시험을 현재 계획 중에 있다. 지상 시험 모델은 달탐사선 기본 설계를 바탕으로 하며 지구 중력을 고려하여 무게를 줄여 제작할 예정이며 현재까지 설계된 사양은 표 6과 같다.

추력기의 경우 달착륙선 설계 사양과 동일하게 200 N급 추력기를 활용할 예정이며 구조 요구조건에 따라 추력이 약간 증가하였다.

Table 6. Preliminary design for ground test model

	Ground test model
Total Mass	87 kg
Min. Thrust for Hovering	853 N
Descent Thruster	1000 N (200 N x 5)
ACS Thruster	5 N x 8 (TBD)
Test Time	60 sec (TBD)
Propellant Tank Size	27 liter (TBD)

4. 결 론

한국항공우주연구원에서는 달탐사를 위한 기초연구를 현재 수행 중에 있으며 설계 및 부품의 검증을 위한 착륙시험을 수행하고 있다. 그 첫 단계로 현재 200 N 추력기의 설계 및 지상 시험 모델의 설계가 진행 중에 있으며 2012년에는 실제 착륙 시험을 수행할 예정이다.

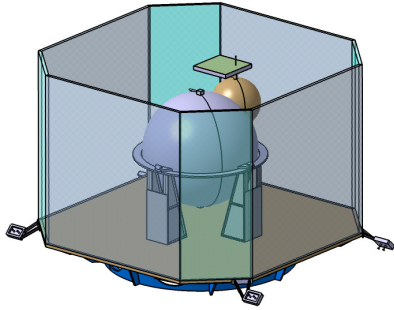


Fig. 3 Solid model for ground test model

추력기의 설계는 현재 한국항공우주연구원이 보유하고 있는 위성 비행모델용 5 N 추력기의 제작 경험을 활용하여 진행 중에 있으며 세부 사양은 표 7과 같다. 시험 시의 안전 및 고성능을 확보하기 위해 고성능의 친환경 추진제의 사용도 고려하고 있으며 현재로는 하이드라진 보다 비추력이 높은 HAN 추진제를 고려하고 있다.

Table 7. Design of 200 N thruster

	Requirements
Propellant	Hydrazine/HAN
Catalyst	KCMC-7 (KARI Catalyst)
Vacuum Thrust	240 N
Ground Thrust	180 ~ 200 N

참 고 문 헌

1. NASA website, <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/planets/moonpage.html>
2. Galimov, E. M., "Luna-Glob project in the context of the past and present lunar exploration in Russia", *Journal of Earth System Science*, 2005.
3. Mastumoto, K. and et. al., "Japanese 1st Moon Lander SELENE-2 as SELENE Follow-on", ILEWG/LEAG/SRR-2008, 2008.
4. Ju, K. and et. al., "Conceptual design study on Korean lunar orbiter/lander prototype", IAC-10-A3.2B.6, 2010.
5. Loucks, M. and et. al., "A Comparison of Lunar Landing Trajectory Strategies Using Numerical Simulations," 2005.