

달착륙선 지상 시험 모델을 위한 추진시스템 기본 설계

김수겸* · 유명종** · 최지용*** · 이재원***

Preliminary design of lunar lander ground test model

Su-Kyum Kim* · Myoung-Jong Yu** · Jiyong Choi*** · Jae-Won Lee***

ABSTRACT

For the successful development of korean lunar lander, the ground test is required in order to verify performance of propulsion system, attitude control system, performance of landing device and etc. In order to develop the lunar lander ground test model, development of large size thruster and pressure regulated propulsion system is now in progress. In this paper, the results of 200N class monopropellant thruster development and propulsion system design will be presented.

초 록

2020년대에 계획되어 있는 한국형 달착륙선을 성공적으로 개발하기 위해서는 추진기관의 성능, 자세 제어, 착륙 장치의 성능 등을 검증하기 위한 지상 검증 시험을 수행할 필요가 있으며 이러한 지상 검증 시험을 위한 추력기 및 추진시스템의 설계/제작이 현재 진행 중에 있다. 본 논문에서는 현재 진행 중인 200N급 추력기의 설계 및 제작 결과 및 지상 시험용 추진시스템 기본 설계를 소개할 예정이다.

Key Words: Lunar lander(달 착륙선), Propulsion system(추진시스템), Monopropellant thruster(단일 추진제 추력기)

1. 서 론

최근에 들어 달 탐사가 전 세계적으로 매우 중요한 이슈 중의 하나로 떠오르고 있으며 전통적인 우주 강국인 미국, 러시아 이외에도 일본, 중국, 인도 등이 자체적인 탐사선의 개발 및 발

사에 성공하는 등 달탐사에 대한 관심이 점점 높아져 가고 있다. 우리나라도 2020년에 KSLV-2를 이용한 달탐사 계획을 이미 발표한 바 있으며 이러한 계획의 성공적인 수행을 위해 한국항공우주연구원에서는 달 탐사와 관련된 핵심 기술 개발을 위한 연구를 2010년부터 착수하여 진행하고 있다[1-4].

지구에서 달 궤도에 진입하기 위해서는 일반적인 인공위성에 비해 많은 속도 증분(ΔV)이 요구되며 이러한 속도 증분을 얻기 위해서는 높은 성능의 추진기관 및 많은 양의 추진제가 요구된

* 한국항공우주연구원 위성열/추진팀

** 한국항공우주연구원 위성기술실

*** (주)한화 대전공장

**** (주)한화 대전공장

교신저자, E-mail: skim@kari.re.kr

다. 또한 달 착륙의 경우 궤도 상에서 속도를 감속하여 달 표면에 도달하기 위해 추가적인 속도 증분이 요구되며 착륙선의 안전한 착륙을 위해 높은 수준의 자세제어 기술이 요구된다.

이러한 착륙선의 성능을 사전에 검증하기 위해서는 추진기관의 자체적인 성능 시험 뿐 아니라 실제 착륙선 모델을 이용한 착륙 및 자세제어 시험이 반드시 요구된다. 현재 항공우주연구원에서는 달 착륙선에 활용 가능한 고성능 단일추진제 추력기의 개발 및 지상시험용 추진시스템의 개발이 수행되고 있으며 본 논문에서는 현재 진행된 200N급 추력기의 설계 및 제작 결과 및 지상 시험용 추진시스템 기본 설계를 소개할 예정이다.

2. 200N급 추력기 설계 및 반응기 제작

우선 달 탐사선 및 착륙선을 위한 추력기의 선정은 해외 달 탐사선 설계 및 국내 달 탐사 요구조건을 반영하여 이루어졌다. 탐사선의 질량 및 활용도를 고려하였을 때 주 추력기로는 약 200N급 추력기 하나 혹은 여러 개 활용하는 것이 가장 적합한 것으로 분석되었다[5]. (Table 1, Table 2)

Table 1. 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 2. 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

단일추진제 추력기는 산화제 없이 추진제의 분해를 위해 촉매를 활용하는 추력기로 촉매의 파손을 방지하기 위해 인젝터 및 촉매대의 설계가 매우 중요하다. 이러한 설계 변수들을 사전 검증하기 위해 우선 반응기를 이용한 시험을 계획하였으며 이를 위한 반응기 형상 설계 및 가공 작업이 이루어졌다.

촉매의 파손은 고온/고압의 가스에 촉매 입자가 노출되면서 가속화되므로 이러한 현상을 방지하기 위해서는 인젝터에서의 균일한 추진제 분사가 매우 중요하며 또한 촉매대의 입사 면적 및 촉매대 길이도 중요한 설계 변수 중 하나이다.

추력기 인젝터는 촉매대에 추진제를 균일하게 분사할 수 있는 형태로 설계를 진행하여 각도를 가지도록 분사하는 Angled type과 수직으로 분사하는 Plate type의 두 가지 형태로 인젝터의 제작을 수행하였다.

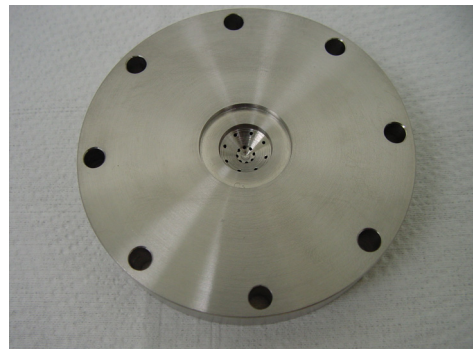


Fig. 1 Angled type injector

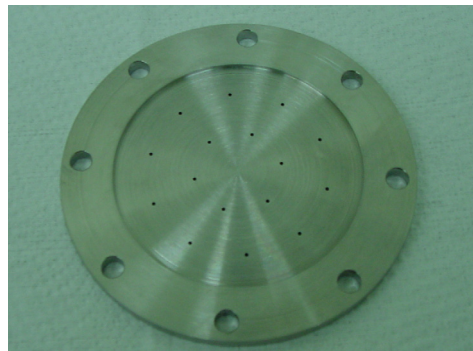


Fig. 2 Plate type injector

반응기의 시험은 기존의 촉매 지상시험용 장치를 높은 유량에서도 사용할 수 있도록 개조하여 활용하는 것으로 하였으며 추력 측정을 위한 추력측정 장치는 200N급 추력기용으로 추가 제작을 수행하였다.

200 N 급의 추력측정은 기존의 판스프링을 이용한 방식으로는 측정하기가 어려운 관계로 지상 추력측정 시험장치의 제작을 위해서는 Linear Guide를 설치하여 수평 방향으로 작용하는 추력을 후방에 위치한 로드셀을 이용하여 추력을 측정하는 방식을 적용하였으며 설계 형상은 Fig. 3 과 같이 나타난다.

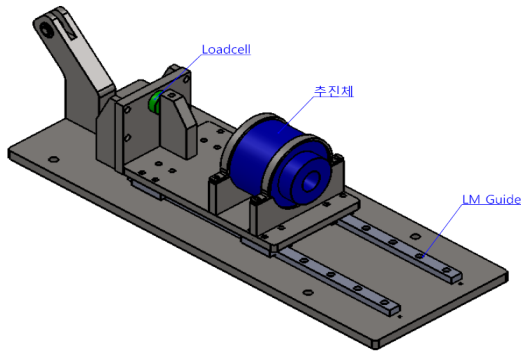


Fig. 3 Thrust measurement rig

3. 추진시스템 설계

지상 착륙시험용 추진시스템 설계를 위한 기본적인 결정 사항은 Table 3에 나타나 있다. 시스템 전체 질량은 90~100 kg으로 추정되며 이 중에서 추진체를 제외한 추진시스템만의 질량은 약 30 kg 정도로 예상된다. 지상시험 시간은 약 60 초 이내로 결정하였으며 이에 따라 추진체 소모량은 최대 약 27 kg 정도가 될 것으로 예상되었다. 이러한 기본 설계 사양에 따라 추진계 설계가 이루어졌다. 주 추력기의 추력이 200 N 이라고 가정하였을 때의 요구되는 추력기의 개수는 5개이며 자세제어용 추력기는 기존의 5N급 추력기를 활용할 예정에 있으며 현재 자세제어 설계가 완료되지 않아 개수 및 상세 위치는 아

직 결정되지 않은 상태이다.

지상 시험용 추진시스템 기본 구성은 실제 달 착륙선을 위한 구성 부품 및 추력기 설계를 기초로 하여 수행되었으며 결정된 추진계 구성안은 Fig. 4에 나타나 있으며 구성 부품의 종류 및 개수는 Table 4에 정리되어 있다.

추진계 탱크는 지상 시험모델의 요구조건에 따라 약 30 리터 용량으로 현재 개발이 진행 중에 있으며 응력 및 고유 진동수 해석을 통해 탱크 설계의 적합성을 검증하였다. 또한 밸브 및 필터 등의 배관 구성 부품들에 대해서도 부품 특성에 따라 구매 또는 개발 작업이 현재 진행 중에 있다. 구조물 설계의 진행에 따라 추진시스템에 대한 모델링이 수행되었으며 그 결과는 Fig. 5에 나타나 있다.

Table 3. Specification for ground test model

	Ground test model
Total Mass	90 ~ 100kg (TBD)
Min. Thrust for Hovering	882 ~ 980N (TBD)
Descent Thruster	1000N (200N x 5)
ACS Thruster	5 N x 8 (TBD)
Test Time	60 sec (TBD)
Propellant Consumption	27 liter (TBD)

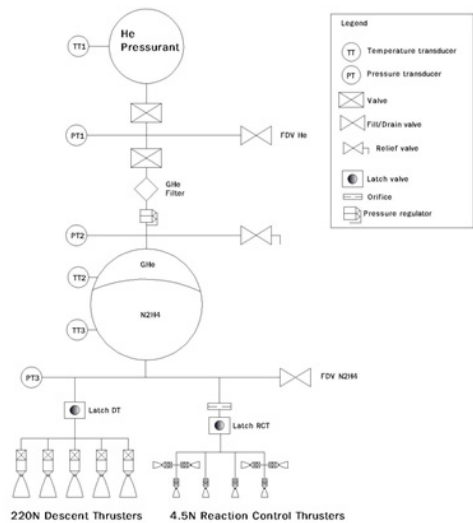


Fig. 4 PS schematics for ground test model

Table 4. Components of propulsion system

부품	수량
Pressurant tank	1
Shut-off valve	2
Gas filter	1
Propellant filter	1
Pressure transducer	3
Pressure regulator	1
Latch valve	2
Fill/Drain valve	2
Main thruster and FCV	5
ACS thruster and FCV	8
Propellant tank	1

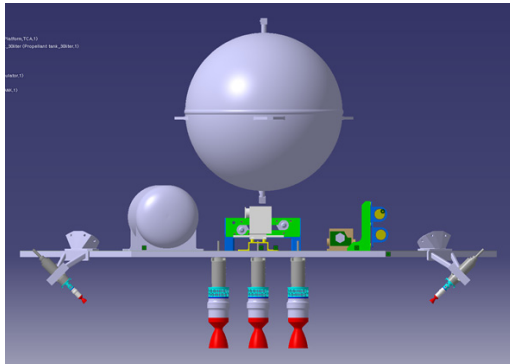


Fig. 4 PS modeling

4. 결 론

달 착륙선을 위한 추진시스템, 자세제어, 착륙 장치 등의 설계 검증을 위해 지상 착륙 시험 모델의 개발이 수행되고 있으며 이를 위한 추진시

스템으로 200N급 추력기를 장착한 단일추진제 추진시스템의 개발이 진행 중에 있다.

현재까지 지상용 200N 추력기의 설계 및 반응기 제작이 완료되었으며 추진시스템을 위한 구성 부품의 개발 및 시스템 구성 설계가 현재 진행 중에 있다. 추력기의 개발은 금년 중 완료할 예정이며 추진시스템은 2012년까지 개발을 수행할 예정에 있다.

이렇게 개발된 추진시스템을 활용하여 지상 시험 모델의 착륙시험을 수행할 예정이며 이러한 결과를 이용하여 한국형 달 착륙선 개발에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

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", *Jornal 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. 김수겸, 유명중, "달착륙선 추진시스템 기본 설계 및 지상 모델 설계", 2010년 추진공학회 추계, 2010.