

## 달 착륙선 지상시험용 추력기 개발

이종률\* · 김인태\* · 김수겸\*\* · 한조영\*\* · 유명중\*\* · 김기로\*\*\* · 변도영\*\*\*

### Development of Lunar Llander Thruster for Ground Test

Jonglyul Lee\* · Intae Kim\* · Sukyum Kim\*\* · Choyoung Han\*\* ·  
Myoungjong Yu\*\* · Kiro Kim\*\*\* · Doyoung Byun\*\*\*

#### ABSTRACT

As a basic research for the development of Korean lunar lander, propulsion system development for ground test is in progress. Thrust for descent is 200 N class. Design target is 220 N in vacuum thrust at 100 g/s flow rate, 200 psi chamber pressure. For ground test, thrust measurement system using LM guide was developed and test was performed. The result shows 160 N thrust in atmosphere condition at 210 psi chamber pressure.

#### 초 록

한국형 달착륙선 개발을 위한 기초연구로 달착륙선 지상시험용 추진시스템의 개발을 진행 중이다. 착륙선의 하강을 위한 추력기는 200 N 급으로 설계유량 100 g/s, 연소실 압력 200 psi, 진공추력 220 N을 목표로 설계/제작 하였다. 연소시험을 위해 LM guide(Linear Motion Guide)를 이용한 추력시험장치를 꾸며 연소시험을 수행하였으며, 그 결과 연소실 압력 210 psi 일 때 유량은 96.1 g/s가 흘렀으며 그에 따른 추력은 약 160 N으로 측정되었다.

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

#### 1. 서 론

달 탐사에 대한 세계적인 관심도가 높아짐에 따라 우리나라도 2020년에 KSLV-2를 이용한 달 탐사 계획을 발표하였으며, 달탐사 계획의 성공적인 수행을 위해 달 탐사와 관련된 기초연구를

진행하고 있다. 일반적으로 인공위성의 추진시스템은 위성이 발사체에서 분리되고 목표 궤도에 도달할 때까지 궤도전이에 필요한 추력 및 운용시 인공위성의 궤도수정과 자세제어에 필요한 추력을 제공하는 역할을 수행한다[1].

다양한 형태의 추진시스템이 있지만 다목적 실용위성 및 발사체 자세제어 시스템에 널리 적용되어 기술경험을 보유하고 있는 단일 추진제 추진시스템을 적용하기로 하였다. 단일추진제 추진시스템은 추진제와의 반응을 위해 촉매

\* (주)한화 대전사업장

\*\* 한국항공우주연구원 위성시험실

\*\*\* 건국대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: jlee@hanwha.co.kr

(Catalyst)가 촉매베드에 충전되며, 추진제가 공급되면 촉매와의 화학적 반응에 의해 고온·고압의 가스가 생성되고 노즐을 통해 배기가스가 배출되면서 추력을 얻는 방식이다.

달착륙선 지상시험용 추진시스템 설계를 위한 기본적인 결정사항은 Table 1에 나타나 있다. 시스템 전체 질량은 90~100 kg으로 추정되며 이 중에서 추진제를 제외한 추진시스템만의 질량은 약 30 kg 정도로 예상된다. 지상시험 시간은 약 60 초 이내로 하였으며 이에 따라 추진제 소모량은 최대 약 27 kg 정도가 될 것으로 예상된다 [2].

본 논문에서는 착륙선의 주 추력기인 200 N 급 추력기의 설계과정 및 시험 결과를 서술하였다.

Table 1. Specification for ground test model

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

## 2. 추력기 및 추력시험장치 설계

### 2.1 추력기 설계·제작

달 착륙선에 적용될 추력기는 약 220 N(50 lbf)급의 추력기로 설계 변수들의 상관관계 파악을 위해 반응기 타입(bolting type)으로 제작하여 비교 실험이 가능하게 설계하였다. 반응기의 재질로는 수급이 용이하며, 고온에 견딜 수 있는 SUS316L을 사용하였다. 추력기의 설계제원은 Table 2와 같으며 추력기 설계를 위해 한국항공우주연구원, 건국대학교, (주)한화가 공동으로 참여하여 설계제원을 결정하였다.

Table 2. Design target of thruster

추진제	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>
촉매	KCMC-7
인젝터	Plate / Angle type
진공추력	220 N
지상추력	150 N
질유량	100 g/s
연소실 압력	200 psi

인젝터 오리피스 직경은 인젝터 양면의 압력 강하를 이용한 식 (1)을 이용하여 설계하였다[3].

$$D_{ori} = \sqrt{\frac{4\dot{m}}{C_D \cdot \pi \cdot \sqrt{2\rho \cdot \Delta P}}} \quad (1)$$

여기서,  $D_{ori}$  = 오리피스 직경

$C_D$  = 유량계수(Discharge coefficient)



Fig. 1 Shape of injector, chamber, nozzle

오리피스 홀 직경은 0.9 mm 이며 총 16개의 홀을 뚫어 목표유량을 공급해 줄 수 있게 설계하였으며 연료 분사방식에 따른 특성을 확인하기 위해 인젝터를 Plate type/Angle type으로 설계·제작 하였으며 그 형상은 Fig. 1과 같다.

Figure 1의 연소실은 설계유량을 분해할 수 있는 bed 단면적을 결정하고, 촉매 충전량을 고려해 설계하였다.

노즐목 직경 및 노즐 출구부 직경은 Table 2의 가정을 이용하여 아래 식 (2), (3)에 의해 각각 계산되었다[4].

$$A_t = \frac{F}{\lambda_F \cdot C_F \cdot P_C} \quad (2)$$

$$\epsilon = \frac{A_c}{A_t} = \frac{1}{M_c} \left\{ \frac{2}{\gamma+1} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right) \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

여기서,  $\lambda_F$ =노즐교정계수

$C_F$ =추력계수

## 2.2 추력시험장치 설계·제작

추진제 공급장치는 기존의 촉매 지상시험용 장치를 기반으로 설계유량을 공급해 줄 수 있게 연료공급용 배관 직경을 크게 수정하였으며, 레귤레이터를 병렬로 연결하여 연료탱크의 압력강하를 줄일 수 있게 변경하였다. 또한, 가압라인/연료라인의 압력을 모니터링하고, 시험시 공급되는 유량을 측정할 수 있게 압력센서와 유량계를 장착하여 시험장치를 구성하였다.

추력측정은 Linear Guide를 설치하여 수평방향으로 작용하는 추력을 후단에 위치한 로드셀을 이용하여 측정하는 방식을 적용하였으며 제작 형상은 Fig. 2와 같다.

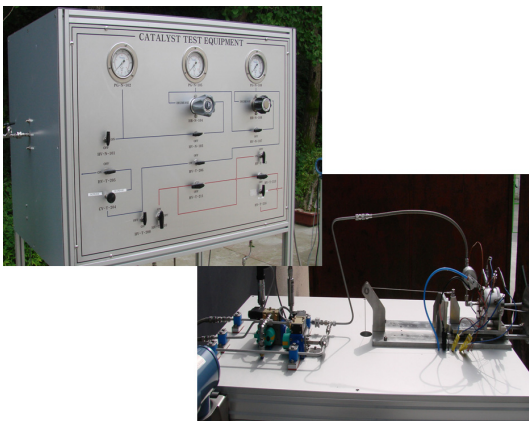


Fig. 2 Propellant supply & Thrust measurement system

## 3. 추력기 지상연소시험

### 3.1 연소시험 조건

연소시험 조건을 결정하기위해 추진제 공급장치 및 추력시험장치를 실제 시험 환경에 맞게 설치하고 추력기를 장착하여 설계 목표치를 맞춰줄 수 있는 조건을 찾아보았다. 작동유체인 하이드라진(Hydrazine,  $N_2H_4$ )과 물성치가 비슷한 DIW(De-ionized water)를 이용하여 연소시험조건을 찾기 위한 수류시험을 진행하였다. 그 결과, 가압압력이 330 psi 일 때, 연소실 압력 및 설계유량을 공급해 줄 수 있음을 확인하였고, 시험조건으로 결정하였다. 최종 시험장치 설치형상은 Fig. 3과 같으며 시험조건은 Table 3과 같다.

Table 3. Test Sequence

시험 모드	Test No.	가압압력 [psia]	주입압력 [psia]	연소 시간
연속 모드	A2	330	280	10
	A3	360	310	
	A4	370	320	



Fig. 3 Test equipment configuration

### 3.2 연소시험 결과

Plate type injector 연소시험결과 유량 96.1 g 일 때, 추력은 158.7 N으로 비추력은 168.3 sec로 측정되었다. 시험 조건별 시험결과는 Table 4와 같다.

Table 4. Results of Fire Test

	가압압력 [psia]	주입압력 [psia]	연소실압력 [psia]	유량 [g/s]	추력 [N]	Isp [sec]
A2	334.1	285.2	190.9	87.4	140.4	163.8
A3	361.8	309.3	205.5	93.5	153.2	167.0
A4	373.0	319.6	210.1	96.1	158.7	168.3

Burn-in test를 포함해 총 4회의 연소시험을 진행하였으며, 각 case별로 10초간의 연소시험을 수행하였다. 연소실 내부의 온도는 1020 °C까지 상승하였으며, 목표 지상추력 성능은 만족하는 결과를 얻었다.

Figure 4는 가압압력 370 psia 일 때 시험결과를 나타낸 것이며, Fig. 5는 인렛 압력에 따른 유량, 연소실압력, 추력을 나타낸 그래프이다.

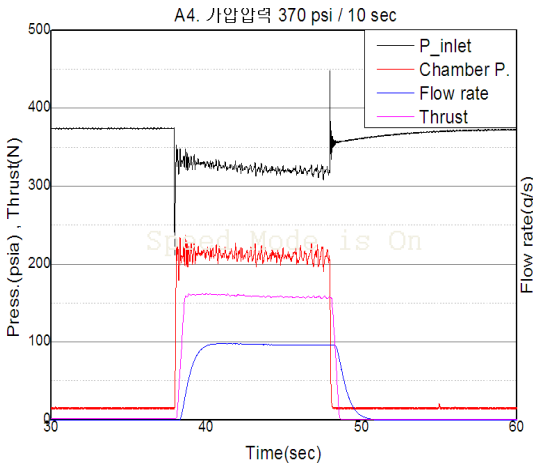


Fig. 4 Press., Thrust-Time curve of A4 test

#### 4. 결 론

달착륙선 추진시스템에 적용될 200 N 급 Descent 추력기의 설계 및 시험결과를 기술하였다. 유량 96.1 g/s 일 때, 158.7 N의 추력이 측정되었으며 100 g/s의 유량이 공급된다면 166.9 N의 추력이 발생할 것으로 예상된다. 향후 Angle type injector를 이용한 시험을 진행하여 Injector 분사방식의 차이에 따른 특성을 살펴볼 예정이며, 지상추력 200 N 이 나올 수 있게 설계를 변경하여 추가 시험을 계획 중이다.

#### 참 고 문 헌

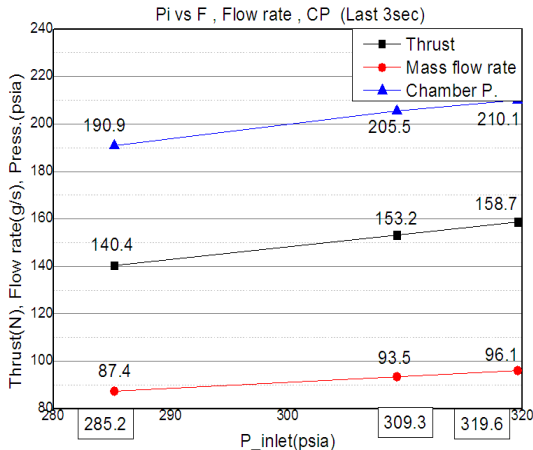


Fig. 5 Thrust, Flow rate, Chamber press. versus Inlet press.

1. 이균호, 유명중, 김수겸, 이상률, “해외 달 탐사위성의 추진시스템 개발 동향”, 한국항공우주학회 2009년도 추계학술발표회 논문집, 2009.11, pp.1157-1160
2. 김수겸, 유명중, 최지용, 이재원, “달착륙선 지상 시험 모델을 위한 추진시스템 기본 설계”, 한국추진공학회 2011년도 춘계학술대회 논문집, 2011.04, pp.27-30
3. K.D. Huzel, H. D. Huang, "Modern engineering for design of liquid propellant rocket engine", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol 147, AIAA, pp.53-55, 155-218
4. 홍용식, 우주추진공학, 청문각