

달 착륙선 지상시험용 추력기 성능개선

이종률* · 최지용* · 전형열** · 한조영** · 김수겸** · 원수희**

Performance improvement of lunar lander thruster

Jonglyul Lee* · Jiyong Choi* · Hyoungyoll Jun** · Choyoung Han** ·
Sukyum Kim** · Suhee Won**

ABSTRACT

As a basic research for the development of Korean lunar lander, propulsion system development for ground test is in progress. Design target is 220 N in ground thrust at 130 g/s flow rate, 200 psi chamber pressure. For the performance improvement, two type injector and catalyst bed was designed. For ground test, thrust measurement system using LM guide was developed and test was performed. The result shows 214.1 N thrust in atmosphere condition at 126.6 g/s flow rate.

초 록

한국형 달착륙선의 상승·하강을 위한 추력기는 지상추력 220 N 급으로 유량 130 g/s, 연소실 압력 200 psi 로 설계하여 시험용 반응기를 제작하였다. 인젝터 타입에 따른 반응속도 및 촉매대 길이에 따른 압력강하 성능을 살펴보았다. LM guide(Linear Motion Guide)를 사용하여 수평방향 추력을 측정하였으며, 초당 126.6 g 의 연료가 흐를 때 214.1 N 의 추력이 측정되었다. 이 때의 촉매대 압력강하는 49.3 psi, 비추력은 172.4 sec로 나타났다.

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

1. 서 론

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

있다[1].

달착륙선 추진시스템에 적용될 추력기는 다목적 실용위성 및 발사체 자세제어 시스템에 널리 적용되어 기술경험을 보유하고 있는 단일 추진제 추진시스템을 적용하기로 하였다. 단일추진제 추진시스템은 추진제와의 반응을 위해 촉매(Catalyst)가 촉매베드에 충전되며, 추진제가 공급되면 촉매와의 화학적 반응에 의해 고온·고압의 가스가 생성되고 노즐을 통해 배기가스가 배출되면서 추력을 얻는 방식이다.

* (주)한화 대전사업장

** 한국항공우주연구원

† 교신저자, E-mail: jlee@hanwha.co.kr

달착륙선 지상시험용 추진시스템 설계를 위한 기본적인 결정사항은 Table 1에 나타나 있다. [2].

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 설계 및 추력시험장치 구성

2.1 추력기 설계·제작

추력기 인젝터 타입별 성능특성을 확인해보기 위해 인젝터 타입을 Plate type, Angled type 두 종류로 제작하였으며, 촉매대에서의 압력손실을 줄이기 위해 촉매대 길이를 40 mm, 30 mm 두 타입으로 촉매대를 제작하였다.

추력기에 사용될 추진제는 하이드라진 (Hydrazine)이며, 촉매는 전남대와 항공우주연구원에서 공동 개발한 KCMC-7 촉매를 사용하였다. 목표 추력이 지상추력 150 N에서 220 N 으로 변경되면서 전체적인 크기가 변경되었고, 변경된 사항은 다음 Table 2에 정리하였고, 그 형상은 Fig. 1과 같다.

Table 2 Design parameter of thruster

목표추력	150 N	220 N
인젝터	Φ0.9 mm*16	Φ0.9 mm*24
질유량	100 g/s	130 g/s
연소실압력	200 psi	200 psi
노즐목직경	11.04 mm	12.25 mm
노즐출구직경	17.8 mm	19.86 mm



Fig. 1 Shape of injector, chamber, nozzle

2.2 추력시험장치 구성

추력시험장치는 연료탱크 가압 및 밸브 개방 신호가 인가되었을 때 추진제를 공급해줄 수 있는 추진제 공급장치, 추력기를 장착하여 추력이 발생할 때 추력을 측정할 수 있는 추력측정장치 두 개의 파트로 구성되어 있다.

추진제 공급장치에는 가압압력을 조절해줄 수 있는 레귤레이터 및 압력을 측정해줄 수 있는 센서가 장착되어 있으며, 추력시험장치는 추진제를 제어해줄 수 있는 밸브 및 추력을 측정할 수 있는 LM guide를 장착하여 수평방향으로 발생하는 추력을 측정할 수 있게 구성하였다. 제작 형상은 다음 Fig. 2와 같다[3].

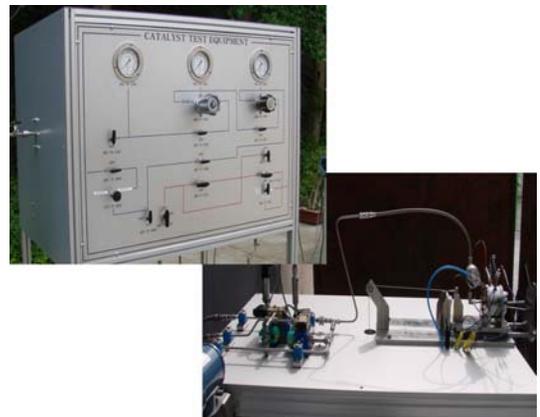


Fig. 2 Propellant supply & Thrust measurement system

3. 추력기 지상연소시험

3.1 인젝터 타입별 연소시험

인젝터 타입별 성능특성을 확인하기 위해 반응시간을 점화지연시간, 상승시간, 하강시간으로 나누어 비교/분석 파라미터를 정의하였다.

- 1) 점화지연시간 : 밸브 개방신호를 준 시점부터 촉매대 압력이 정상상태 압력의 1%에 도달하는 시간
- 2) 상승시간 : 정상상태 압력의 1%부터 90%까지 도달하는 시간
- 3) 하강시간 : 정상상태 압력의 90%부터 5%까지 도달하는 시간

연소시험 조건은 가압압력 330 psi, 360 psi, 370 psi 세 조건에서 동일하게 10초간 연소시험을 수행하였으며, 그 결과는 다음과 같다.

Table 3 Results of response time

점화지연[ms]		상승시간[ms]		하강시간[ms]	
Plate	Angle	Plate	Angle	Plate	Angle
90	110	80	370	87	440

Table 4 Results of Fire Test

촉매대압력 [psia]		유량 [g/s]		추력 [N]	
Plate	Angle	Plate	Angle	Plate	Angle
190.9	191.1	87.4	85.8	140.4	140.5
205.5	205.5	93.5	92.0	153.2	151.5
210.1	209.5	96.1	93.7	158.7	154.7

가압장치에서 동일하게 압력조건을 맞추어 주지 못해 약간의 오차가 있지만 전반적으로 Plate type 인젝터에서 추력성능이 좋게 나타났다. 반응시간에서도 Plate type 인젝터가 좀 더 빠른 응답특성을 나타냈는데, 이는 인젝터와 촉매대

사이의 프리블룸이 Plate type 인젝터에 비해 상대적으로 Angle type이 크기 때문인 것으로 판단된다. 기본적인 특성값을 확인해본 결과 Angle type 인젝터에 비해 Plate type 인젝터의 성능이 좋으므로 추후 시험부터는 Plate type 인젝터를 적용해서 추가 시험을 진행하였다.

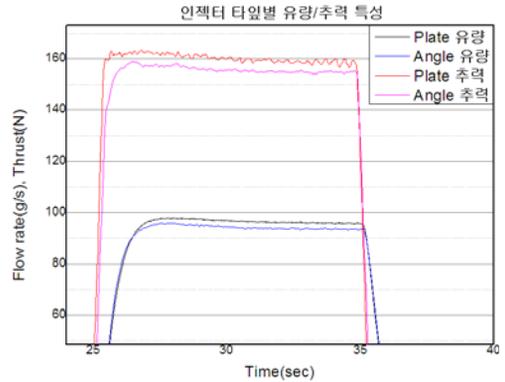


Fig. 3 Comparison on injector type

3.2 촉매대 길이에 따른 연소시험

촉매는 14-18 mesh의 알갱이(Granule) 타입으로 촉매대 전단에서 하이dra진 분해반응이 활발히 일어나고, 후단으로 갈수록 반응성이 줄어들면서 압력강하를 가져오는 것을 알 수 있었다. 촉매대에서 압력강하가 많으면 연료탱크에서 공급압력이 그만큼 높아져야 되므로 시스템 공급압력을 줄이기 위해 촉매대 압력강하를 줄일 수 있는 방안으로 촉매대 길이에 따른 연소시험을 진행하였다. 압력 측정을 위한 포트는 Fig. 4와 같다.

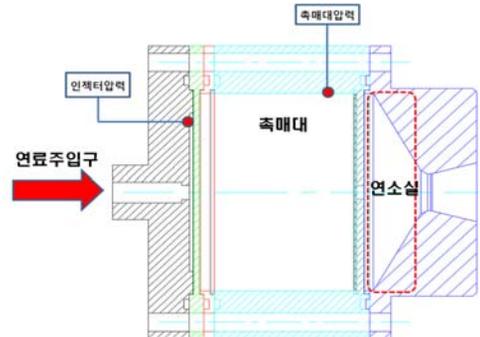


Fig. 4 Port for pressure measurement

가압압력을 400 psi로 맞춰주고 10초간 연소시험을 수행하였으며, 그 결과는 다음과 같다.

Table 5 Test results for catalyst bed length

촉매대 길이[mm]	40	30
인젝터압력[psi]	310.7	302.6
촉매대압력[psi]	241.0	254.7
유량[g/s]	118.0	126.6
추력[N]	199.0	214.1
촉매대 압력강하[psi]	69.7	49.3

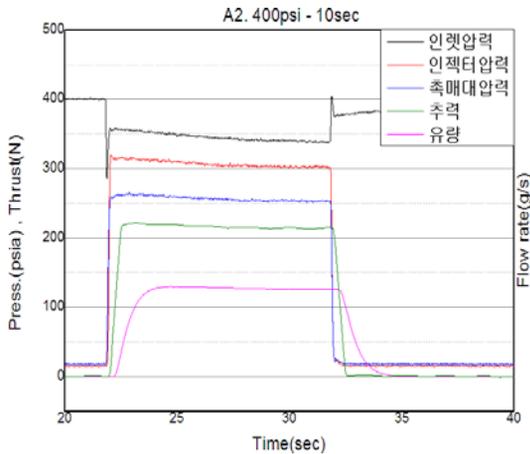


Fig. 6 Test results of 30 mm catalyst bed

촉매대 길이를 줄였을 때 촉매대 후단의 압력 손실이 줄어들면서 공급유량이 증가하였고, 그에 따른 추력이 증가한 것을 확인할 수 있었다. 촉매대 길이를 40 mm에서 30 mm 로 줄였을 때 촉매대에서의 압력강하가 20 psi 가까이 줄었다.

4. 결 론

달착륙선 추진시스템에 적용될 200 N 급 Descent 추력기의 설계 및 시험결과를 기술하였다. 인젝터 타입에 따른 반응시간 특성을 확인해 본 결과 Angle type에 비해 프리볼륨이 적은 Plate type 인젝터의 반응시간이 빨랐으며, 추력 성능 또한 미세하게 좋은 특성을 나타냈다.

촉매대의 압력강하를 줄여주기위해 촉매대 길이에 따른 특성을 살펴보았으며, 유량 126.6 g/s 일 때, 214.1 N 의 추력이 측정되었으며 촉매대 압력강하는 49.3 psi로 나타났다. 연료의 분해반응이 모두 일어나는 조건에서 촉매대 길이를 줄여주면 촉매대에서의 압력강하가 줄어들고 그에 따른 유량증가, 유량증가에 따른 추력증대 효과를 기대할 수 있다.

참 고 문 헌

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. 이종률, 김인태, 김수겸, 한조영, 유명중, 김기로, 변도영, “달 착륙선 지상시험용 추력기 개발”, 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회 논문집, 2011.11, pp.135-138
4. 홍용식, 우주추진공학, 청문각