

## KSLV-I 킥모터 개발을 위한 고공환경모사시험용 추력측정장치

이정호\*, 조상연\*\*, 조기주\*\*\*, 정동호\*\*\*\*, 이한주\*\*\*\*\*, 오승협\*\*\*\*\*, 윤경렬\*\*\*\*\*, 김동철\*\*\*\*\*

### Thrust Measurement System for High Altitude Simulation Test of the KSLV-I Kick Motor

Jung-Ho Lee\*, Sang-Yeon Cho\*\*, Kie-Joo Cho\*\*\*, Dong-Ho Jung\*\*\*\*,  
Han-Ju Lee\*\*\*\*\*, Seung-Hyub Oh\*\*\*\*\*, Kyung-Youl Yoon\*\*\*\*\*, and Dong-Cheol Kim\*\*\*\*\*

**Keywords :** KSLV, TMS(Thrust Measurement System), HAT(High Altitude Simulation Test), KM(Kick Motor)

#### Abstract

Korea Aerospace Research Institute(KARI) is achieving the Korea Space Launch Vehicle(KSLV) program according to National Space Technology Development Program. KSLV-I will be composed to liquid propellant(first stage) and solid propellant(second stage) propulsion system. The propulsion system of KSLV-I second stage is solid kick motor with high expansion ratio and its starting altitude is 300km high. In order to verify the performance of upper stage propulsion system designed to operate in the upper atmosphere, test facility which can simulate high altitude is needed. High Altitude Simulation Test Facility is composed to Thrust Measurement System, Control & Measurement system, Diffuser, SKID for cooling water supply to diffuser, CCTV, fire protection system and so on. This paper introduces TMS adapted to High Altitude Simulation Test for KSLV-I Kick Motor Development and results of hot firing test for its performance verification.

#### 1. 서론

다단 우주발사체의 경우, 상단 추진기관은 고고도 환경에서 작동하기 때문에 팽창비가 큰 노즐을 사용한다. 이러한 추진기관을 대기압 환경인 지상에서 시험할 경우 노즐 확대부에서 비균일 유동박리가 발생하므로 그 성능을 확인하는 것이 불가능하다. 따라서 상단 추진기관의 성능을 최종적으로 검증하고 신뢰성을 확보하기 위해서는 추진기관 주변에 인위적으로 대기압 이하의 환경을 조성할 수 있는 고공환경모사 시험설비가 필요하다 [1, 2].

한국항공우주연구원은 KSLV-I의 상단 추진기관인 킥모터(Kick Motor)를 고공환경에서의 성능을 시험하기 위해 초음속 디퓨저를 이용하는 고공환경 모사시험설비를 구축하였다.

고공환경 모사시험설비는 상단 추진기관인 킥모터를 장착하고 추력을 측정하는 추력측정장치와 킥모터의 후단에 고공환경을 제공하는 디퓨저, 점화 시퀀스를 제어하고 장착된 각종 센서로부터 자료를 획득하는 제어계측시스템, 그리고 기타 주변설비로 구성된다. 디퓨저는 채널냉각과 인젝션(Injection)냉각으로 구성되며 채널냉각은 냉각핀을 이용한 이중채킷으로 디퓨저를 보호하고 인젝션냉각은 디퓨저 내면에 물을 직접적으로 분사하여

화염으로부터 국부적인 디퓨저 손상을 방지함이 주목적이다. 이러한 디퓨저의 냉각과 기체질소를 공급하기 위해서 유공압시스템이 구성되어 있으며, 주변상황을 관찰하기 위한 CCTV 설비와 화재에 대비한 살수설비와 같은 부대설비가 갖추어져 있다. 고공환경 모사시험설비는 약 60 m × 60 m 면적의 평지에 구축하였으며 시험장을 구성하는 각종 시험설비의 배치도는 Fig. 1과 같다.

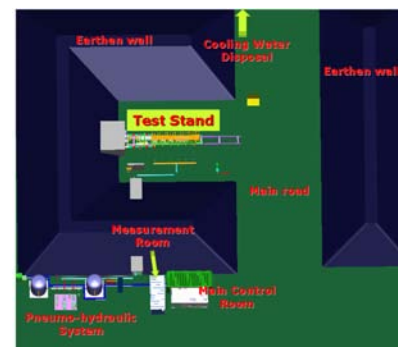


Fig. 1 Lay-out of the High Altitude Simulation Test Facility



Fig. 2 Lay-out of test stand for the HAT

\* 한국항공우주연구원, [leejh28@kari.re.kr](mailto:leejh28@kari.re.kr)  
 \*\* 한국항공우주연구원, [chosangy@kari.re.kr](mailto:chosangy@kari.re.kr)  
 \*\*\* 한국항공우주연구원, [kjcho@kari.re.kr](mailto:kjcho@kari.re.kr)  
 \*\*\*\* 한국항공우주연구원, [neopa@kari.re.kr](mailto:neopa@kari.re.kr)  
 \*\*\*\*\* 한국항공우주연구원, [leejh@kari.re.kr](mailto:leejh@kari.re.kr)  
 \*\*\*\*\* 한국항공우주연구원, [shoh@kari.re.kr](mailto:shoh@kari.re.kr)  
 \*\*\*\*\* (주)남광엔지니어링, [nksupport@korea.com](mailto:nksupport@korea.com)  
 \*\*\*\*\* (주)남광엔지니어링, [nk1981@korea.com](mailto:nk1981@korea.com)

바닥으로부터 높이가 4 m인 사다리꼴 모양 토제의 안쪽은 시험장 내부(Fig. 2)로 추력측정장치와 디퓨저, 디퓨저에 냉각수를 공급하기 위한 이동형 배관부가 설치되며 면적은 약 12 m × 20 m이다.

주변설비 및 제어계측실(MCC)과 시험장 내부의 연결을 위해 1.5 m × 1.5 m 크기의 공동구를 두어 배관과 배선을 설치하였다. 추력지지벽은 모터의 추력을 충분히 견딜 수 있도록 철근 콘크리트 구조물로 이루어져 있으며 높이 3 m, 가로 4 m, 세로 4 m로 토목기초와 연결되어 있다.

시험중 시험대상의 이상현상시 충격과 등이 공동구로 유입되는 것을 차단하고 시험장 주변의 안전을 위해 방호벽을 설치하였으며, 시험중 발생하는 오염물을 수거하기위해 집수조를 설치하여 환경오염에도 만전을 기하였다.

본 문헌에서는 고공환경 모사시험설비의 주요구성품인 추력측정장치에 대해서 알아보고자 한다. 로켓 엔진과 같은 추력 시스템을 성공적으로 개발하고 이를 평가하여 시스템에 대한 품질을 보증하기 위해서는 이 시스템에 대한 성능(Performance)과 신뢰성(Reliability)에 대한 측정이 필요하며 대표적인 요소(parameter)로 순추력, 비추력, 총추력, 연료 소비비 등이 있다.

이와 같은 요소들은 정확한 추력 측정을 통해 구해지게 된다. 따라서 정확한 추력의 측정을 위한 측정 시스템, 즉 로켓엔진의 성능과 신뢰성을 검증하기 위한 추력측정 시스템이 반드시 필요하다고 할 수 있다.

고공환경 모사시험설비에 사용된 추력측정장치는 3번의 연소 시험을 통해서 성능과 안전성을 검증하였으며 이 시스템을 이용한 고공환경 모사시험이 성공적으로 수행되었다.

## 2. 추력측정장치(TMS, Thrust Measurement System)

추력 성능 및 분력을 계측하기 위해 사용하는 시험 장비인 추력측정장치는 모터를 지지하고 추력의 반발력을 이용해서 성능을 측정한다. 일반적으로 Scale Force Measurement 방법이 많이 사용되며, 프레임(frame), 지지부(support column), 로드셀(Load-cell), 교정시스템(Calibration system) 등으로 구성된다.

형상은 모터종류, 추력레벨, 측정 정확도, 동적응답성, 단일/다중 힘 측정 등에 따라 결정 된다. 추력측정장치는 제작비용이 비싸고 설계 및 조립, 설치, 검증에 많은 시간이 소요되기 때문에 특정모터를 위해서만 제작될 수 없으므로 처음 제작시 충분한 적응성(adaptability)을 포함하여 적용할 수 있도록 해야 한다. Fig. 3은 추력측정장치의 일반적인 구성도이다[3].

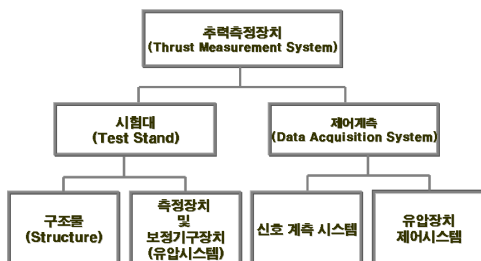


Fig. 3 Diagram of the Thrust Measurement System

고공환경모사 시험설비에 적용된 추력측정장치는 로드셀과 키크모터의 중심선이 일치하고, 1축 측정을 하며 수평형 방식으로 설계/제작되었다. Fig. 4는 3D 형상이고 Fig. 6은 추력측정장치가

시험장에 실제로 장착된 모습이다.

키크모터 연소 중 발생하는 추력은 모터지지대 하부에 위치한 롤러의 움직임을 통해 로드셀로 전달된다. 고공환경모사 시험설비 중 가장 간단한 형태인 디퓨저만을 이용하는 설비의 특성은 시험시 키크모터 전단과 후단의 압력차이로 인해서 추력의 작용방향이 수차례 변할 수 있다. 즉 측정값이 일정구간에서 양의 값과 음의 값이 연속적으로 변할 수 있다. 따라서 인장 및 압축 양방향 측정이 가능한 로드셀을 선정하였다. 본 설비에 적용된 로드셀과 플렉서의 규격을 Table 1과 같다.

Table 1. Specification of Load Cell and Flexure

구분	로드셀	플렉서
제조사	BLH	FMS
모델	U3G2	UF-MF4
용량[lbf]	30,000	60,000

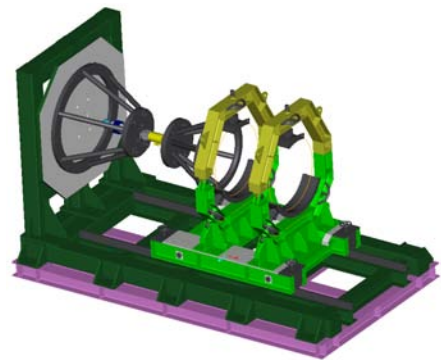


Fig. 4 3D Modeling of Thrust Measurement System for High Altitude Simulation Test



Fig. 5 Thrust Measurement System for High Altitude Simulation Test

다음은 시험설비에 적용된 추력측정장치의 구성품인 로드셀(Load-cell), 플렉서(Flexure), 3점 지지대 등의 상세규격과 실제 형상에 대하여 알아보려고 한다.

### 2.1 로드셀(Load-cell)

인가되는 하중 대비 발생하는 전기량을 이용해서 하중을 측정하는 장치를 로드셀이라고 한다. 추진기관에서 추력이 발생하면 연결치구를 통해서 로드셀 내부의 스트레인 게이지에 변형률을 유발시킨다. 변형률이 로드셀에 내장된 전기회로의 저항이 변하여 전압차가 발생하고 이를 계측한다. 로드셀 교정을 통해 얻은 전압차와 힘의 관계를 적용하여 추력을 측정한다.

로드셀은 측정용량의 50~80% 영역에서 가장 정확한 측정값

을 얻을 수 있으므로 시험대상물이 요구하는 추력 측정값의 1.5~2배 정도가 되도록 선정해야 한다. 고공환경 모사시험 설비에 사용된 로드셀은 킥모터의 지상연소시험에 사용하는 것과 동일한 모델을 채택하였으며 그 용량은 킥모터의 추력과 안전율을 고려하여 선정하였다(Table. 1).

### 2.2 플렉서(Flexure)

로드셀은 모멘트가 측정오차에 미치는 영향을 최소화하기 위한 보상회로가 구성되어 있다. 그러나 완벽한 보상은 불가능하므로 추력오차를 최소화하기 위해서는 가능한 로드셀에 모멘트가 적게 작용되도록 시험대를 구성하는 것이다. 이를 위해서 플렉서를 일반적으로 사용한다. 즉 로드셀에 측정하고자 하는 힘의 수직 분력만을 인가하도록 만드는 장치를 플렉서(Flexure)라고 한다.

문헌에 의하면 플렉서는 로드셀 전단에 한개만 사용하는 것보다 로드셀 전후단 양쪽에 적용하면 측정될 오차 대부분을 플렉서가 흡수하여 정확한 추력을 계측할 수 있다고 전한다[4]. 본 설비에서도 정렬오차를 최대 4° 까지 허용 가능한 유니버설 플렉서(Universal Flexure)를 로드셀 전·후단에 장착하였다(Fig. 6).

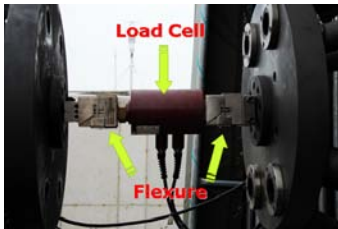


Fig. 6 Load cell and Flexure

### 2.3 3점 지지대

자동 조심형 롤러 베어링을 이용하여 킥모터를 안착한 이후에 핸들을 조정하여 수평을 맞추기 위해서 설계 제작되었다. 3점지지대는 3개씩 1개조가 되어 2개 조로 구성되어 있으며 모터와의 접촉면적을 최소화 함이 주목적이다.



Fig. 7 3 Point supporters

### 2.4 새들(Saddle)

모터의 하중을 고려하여 금속구조물을 이용하여 제작하였다. 킥모터의 특성상 불균일한 표면 때문에 새들을 이용하여 킥모터와 3점지지대간 마찰저항을 최소화하였으며, 킥모터와 접촉부의 손상을 방지하기 위해서 연성고무를 부착하였다.



Fig. 8 Saddle

### 2.5 Motor Supporter and Test bed

킥모터의 무게를 지지하며 장착성을 검토하고 수평을 맞추는 Lift 각도를 결정한다.



Fig. 9 Motor Supporter

### 2.6 수직벽

킥모터와 에이프레임(A-frame), 플렉서, 로드셀과 수직을 이루며 추력지지벽과 강성체결을 한다. 수직벽면은 수직측정의 기준이 된다.



Fig. 10 Vertical Wall

### 2.7 Test Bed Stopper

킥모터를 장착한 이후 연소 중 킥모터 장착대가 움직이지 않게 하기 위해 고정하는 장치로 각각 가장자리에 1개씩 총4개가 설치되었다.



Fig. 11 Test Bed Stopper

### 2.8 Base

킥모터 무게와 길이를 고려하여 선정하였으며, test bed와 Base가 레일로 연결되어 자유로운 이동을 가능하게 하였다.



Fig. 12 Base

## 3. 추력측정장치 검증시험

고공환경 모사시험설비에서 디퓨저부를 제외한 추력측정장치와 제어계측시스템의 성능과 안전성을 검증하기 위해 총 3회의

연소시험을 수행하였다(Table 2). 1차와 2차 검증시험은 이미 시험과 해석을 통해 그 성능이 기 확보된 모터를 사용하였으며, 3차 검증시험은 1/2차 검증시험과는 달리 실제 고공시험에 사용한 키크모터의 형상과 동일한 사이즈를 이용하여 키크모터 지지대의 적합성도 함께 검증하였다.

Table 2. Characteristics of Motor for Facility Verification

번호	총역적[kgf·sec]	연소시간[sec]	최대압력[psia]	특징
1, 2	6,400	2	1920	성능 기 확보
3	25,600	4.5	860	단축형 노즐

Figure 13은 3차 검증시험을 위해서 장착된 모습이며 실제로 검증시험이 진행되는 연소장면은 Figure 14와 같다.



Fig. 13 The ready for 3rd Verification Test



Fig. 14 3rd Verification Test(Firing)

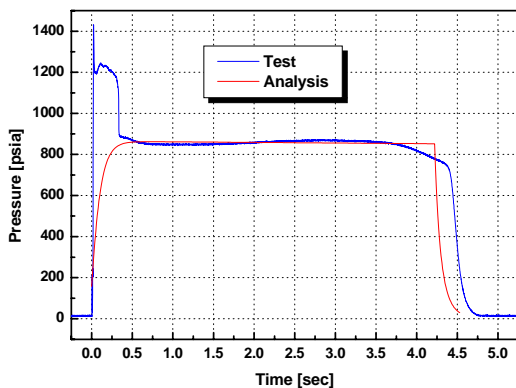


Fig. 15 Comparison of Measured Motor Pressure with Prediction(3rd Test)

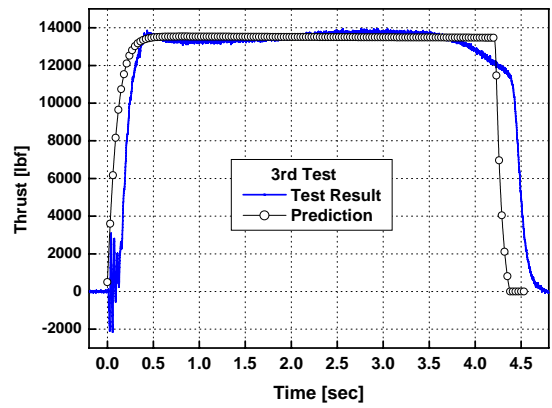


Fig. 16 Comparison of Measured Motor Thrust with Prediction(3rd Test)

Figure 15와 16는 3차 검증시험에서 측정된 연소실 압력과 추력의 예측값과 시험결과를 비교한 것이다. 정상상태에서의 추력값과 압력값은 서로 잘 일치함을 확인하였다.

시험장의 안정성을 평가하기 위해 시험 시 발생하는 소음을 측정하였다. 모터의 후단에서는 139 dBA로 계속되었으나 계속통제실(MCC) 내부에서 음압은 100 dBA 이하로 이는 일반적인 공장에서 들을 수 있는 정도의 소음으로 인명피해를 끼칠 수 있는 수준은 아니므로 음압에 따른 안전상 문제는 없을 것으로 판단한다.

#### 4. 결 론

한국항공우주연구원에서는 KSLV-I 상단에 사용될 키크모터의 고공환경 성능을 검증하기 위해 고공환경 모사시험설비를 구축하였다. 본 논문에서는 고공환경 모사시험설비를 구성하는 주요 구성품의 하나인 추력측정장치에 대해 전반적으로 살펴보았으며 구축된 추력측정장치의 성능검증을 위해 실시된 총 3회의 연소 시험 결과 중 3차 검증시험 결과를 확인하였다. 이를 통해서 추력측정장치와 제어계측시스템의 성능을 검증하였으며 설비의 안전성 또한 검증되었다.

#### 참 고 문 헌

1. C. R. Bartlett Engine Test Facility, "Why Test Rocket Motors at Simulated Altitude?", Sverdrup Technology, Inc. AEDC Group
2. 이지형, 오종윤, 박익수, "고고도 모사용 소형 시험 장치 연구," 한국군사과학기술학회지, 제7권, 제4호, 2004, pp.133-137
3. 김용욱, 이정호, 유병일, 김상현, 오승협, "KSLV-I 키크모터용 고공환경모사 시험설비 구축을 위한 기본설계," 항공우주기술, 제6권, 제2호, 2007, pp.180-187
4. 김중근, 윤일선, "추력시험대에 적용된 플렉서 거동 분석," 한국추진공학학회지, 제10권, 제3호, 2006, pp.73-81  
Plenum Press