

KSLV-I 킥모터 고공환경모사 시험설비 구축

김용욱*

High Altitude Simulation Test Facility for the KSLV-I Kick Motor Development

Yongwook Kim*

ABSTRACT

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. Cylindrical supersonic exhaust diffuser, which utilizes the momentum of exhaust gas, provides a simple means for providing a low pressure around the propulsion system. This paper describes sub-systems and specification of high altitude test facility developed for the test of KSLV-I kick motor. Performance of the facility has been successfully verified through five times of hot firing tests.

초 록

우주발사체의 상단 추진기관은 고고도 환경에서 작동하므로 지상에서 그 성능을 최종적으로 검증하기 위해서는 고공환경을 모사할 수 있는 지상연소 시험설비가 필요하다. 원통형 초음속 디퓨저를 사용하면 배기가스의 모멘텀 만으로 비교적 간단하게 추진기관 주변에 고고도 환경의 낮은 주변 압력을 조성할 수 있다. 본 논문에서는 KSLV-I의 상단에 사용되는 킥모터의 고고도 시험을 위해 항공우주연구원이 구축한 고공환경모사 시험설비의 구성 및 규격에 대해 소개하고 있다. 5회의 연소시험을 통해 구축된 시험설비의 성능을 검증하였다.

Key Words: KSLV-I, Kick Motor(킥모터), High Altitude Simulation Test(고공환경모사 시험), Supersonic Diffuser(초음속 디퓨저), Thrust Measurement System(추력측정장치)

1. 서 론

우주발사체의 상단 추진기관은 고고도 환경에

서 작동하므로 보통 팽창비가 큰 노즐을 갖게 되며 이러한 추진기관을 대기압 환경에서 시험할 경우 노즐 확대부에서 비균일 유동박리가 발생하여 그 성능을 확인하는 것이 불가능하다. 따라서 지상에서 추진기관의 성능을 최종적으로 검증하고 신뢰성을 확보하기 위해서는 추진기관 주변에 인위적으로 대기압 이하의 환경을 조성

† 2007년 12월 11일 접수 ~ 2008년 2월 9일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 추진기관체계팀
연락처, E-mail: kyw421@kair.re.kr

할 수 있는 고공환경모사 시험설비가 필요하다 [1, 2].

지상에서 고고도 환경을 모사하는 방법으로 초음속 디퓨저, 이젝터 등이 있는데 그 중 가장 간단한 방법은 초음속 디퓨저를 이용하여 시험 환경을 진공으로 낮추는 것이다. 초음속 디퓨저는 추진기관에서 발생하는 고압 연소가스의 모멘텀을 이용하여 노즐의 배압을 대기압 이하로 낮추게 되며, 디퓨저 내에 적절한 위치에 충격파 구조를 발생시켜 안정된 고고도 환경을 모사할 수 있게 한다. 초음속 디퓨저는 별도의 추가 장치가 필요 없어 구조가 비교적 간단하고 비용이 적게 드는 장점이 있으나 배기가스의 모멘텀 만으로 저압을 구현하므로 모사할 수 있는 고도가 낮고 저압에서의 추진기관 점화특성을 확인할 수 없는 단점이 있다[3, 4].

한국항공우주연구원은 KSLV-I의 상단에 사용되는 키모터의 고고도 시험을 위해 초음속 디퓨저를 이용한 고공환경 모사시험설비를 구축하였으며, 본 논문에서는 설비의 구성과 규격에 대해 소개하고자 한다. 시험설비는 기반설비, 추력측정장치, 초음속 디퓨저, 유공압 시스템, 제어계측 시스템으로 구성된다. 5회의 연소시험을 수행하여 구축이 완료된 시험설비의 성능과 안전성을 성공적으로 검증하였다.

2. 고공환경모사 시험설비

2.1 시험장 구성

고공환경모사시험설비는 시험대상인 키모터를 장착하고 추력을 측정하는 추력측정장치, 모터의 후단에 고공환경을 제공하는 디퓨저, 디퓨저에 냉각수와 기체질소를 공급하기 위한 유공압시스템, 점화 시퀀스를 제어하고 장착된 각종 센서로부터 자료를 획득하는 제어계측시스템, 그리고 CCTV 설비, 살수설비와 같은 부대설비로 구성된다. 약 60 m × 60 m 면적의 평지에 시험장을 구축하였으며 시험장을 구성하는 각종 시험설비의 배치도는 Fig. 1과 같다.

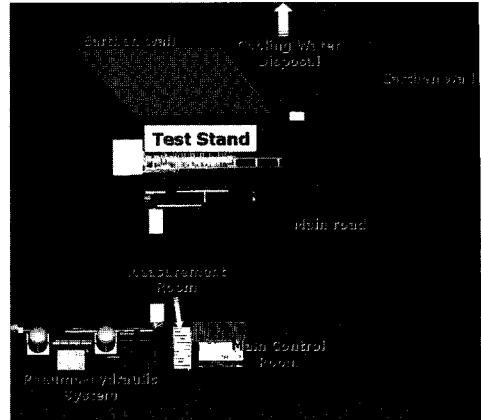


Fig. 1 Layout of Facility

4 m 높이의 사다리꼴 모양 토체로 구분되는 시험장 내부(Fig. 2)에는 추력측정장치, 디퓨저 및 이동형 배관부 등이 설치되며 면적은 약 12 m × 20 m이다.

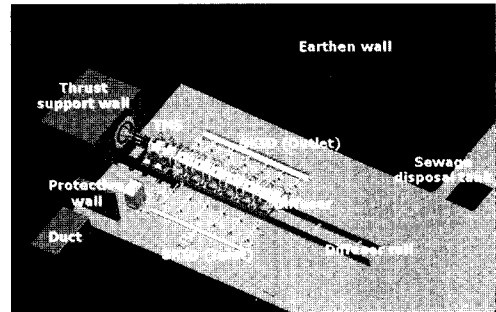


Fig. 2 Layout of Facility Inside

시험장 내외부에 설치된 설비를 연결하는 배관과 배선을 위해 1.5 m × 1.5 m 크기의 공동구를 설치하였다. 추력지치벽은 모터의 추력을 충분히 견딜 수 있도록 철근 콘크리트 구조물로 이루어져 있으며 높이 3 m, 가로 4 m 세로 4 m로 지하 2 m의 토목기초와 연결되어 있다. 또한 모터 폭발시 충격파의 공동구 유입을 차단하고 시험장 주변 건물의 안전을 위해 방호벽(높이 2.5 m, 가로 2.7 m, 두께 0.3 m)을 설치하였다.

2.2 추력측정장치(TMS)

킷모터의 성능과 신뢰성을 평가하기 위해서는 중요한 성능인자인 추력의 측정이 필요하다. 추력측정장치는 1축 수평형 방식으로 설계/제작되었으며 실제 설치된 모습은 Fig. 3과 같다.

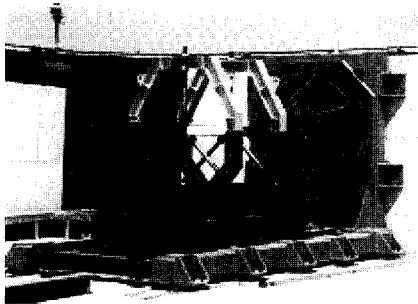


Fig. 3 Thrust Measurement System

추력측정장치는 지지구조물, 모터지지대, 로드셀, 플렉서로 구성되며 연소시 발생하는 모터의 추력은 모터지지대 하부에 위치한 롤러의 움직임을 통해 로드셀로 전달된다. 디퓨저만을 이용하는 설비의 특성상 모터 전후단의 압력차로 인해 시험시 추력의 작용방향이 수차례 변할 수 있다. 따라서 인장 및 압축 양방향 측정이 가능한 로드셀을 선정하였으며 설비에 적용된 로드셀과 플렉서의 규격을 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Specification of Load Cell and Flexure

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

플렉서는 로드셀과 조립되어 로드셀 중심축과 일치하는 방향의 힘은 손실 없이 로드셀에 전달시키고 다른 방향의 힘과 모멘트는 플렉서 변형으로 흡수하여 로드셀에 전달되지 않도록 하는 부품이다. 이러한 플렉서를 로드셀 전후단에 두개를 적용하면 로드셀에 전달되는 전달력과 모멘트의 영향은 대부분 플렉서가 흡수하여 정확한 추력을 계측할 수 있게 된다[5]. 따라서 본

설비에서도 일반적으로 널리 적용되고 있는 유니버설 플렉서(Universal Flexure)를 로드셀 전후단에 장착하였다. Fig. 4는 시험을 위해 실제 장착된 플렉서와 로드셀의 모습이다.

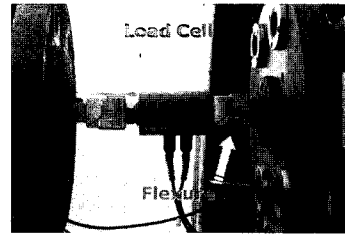


Fig. 4 Load cell and Flexure

2.3 디퓨저(Diffuser)

Figure 5는 디퓨저의 개념도이다. 초음속 디퓨저는 모터의 배기가스를 디퓨저 내부로 고속으로 분출시킴으로 노즐 배압을 강하시키고 연소가 진행되는 동안 저압을 유지할 수 있게 한다. 항우연에서 개발한 디퓨저는 진공챔버, 실린더부 및 확장부로 구성되며 주요치수는 Table 2와 같다.

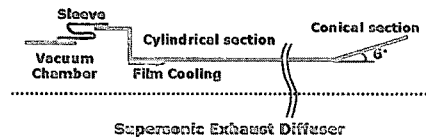


Fig. 5 Schematic of Supersonic Diffuser

Table 2. Main Dimensions of Diffuser

	Length(mm)	Inside Dia.(mm)
Vacuum Chamber	209/443	957/1023
Cylindrical Part	1268	639
Conical Part	1530	637~956

이 개념을 바탕으로 Fig. 6과 같이 형상을 설계하였다. 진공챔버는 원통형으로 조립성을 고려하여 두 부분으로 나누어지며 전방부는 모터의 스킷트에 후방부는 디퓨저 실린더부에 플랜지로 연결된다. 전후방부의 간의 연결은 EPDM 계열

의 고무로 된 유연부(Sleeve)를 이용하며, 이는 추력측정을 용이하게 하고 연소 중 발생하는 진동이나 추력 또는 디퓨저에서 발생하는 진동 등의 영향을 킥모터로 전달되는 것을 최소화하기 위함이다. 진공챔버 양단에 씌워진 유연부는 판 형태의 철판을 이용하여 고정한다.

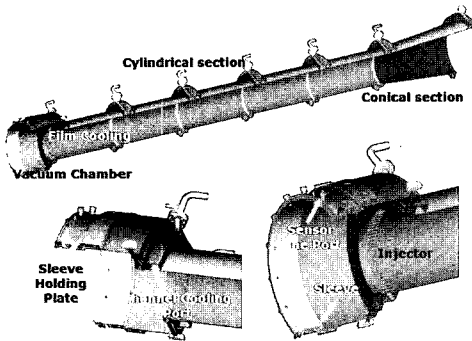


Fig. 6 3D Modeling of Diffuser

실린더부는 제작성과 조립성을 고려하여 다섯 개의 동일한 형상으로 제작하여 조립되며 확장부는 실린더부 후단에 연결된다. 고온의 연소가스로부터 디퓨저를 열로부터 보호하기 위해 채널냉각 방식을 채택하였으며 냉각수는 물을 사용하였다. 냉각핀은 실린더부에 180개 확장부에 240개가 있으며, 높이와 두께는 4 mm이다. 실린더부의 냉각수 채널 폭은 7.3 mm이며 확장부의 경우 길이방향으로 채널의 폭이 넓어지는 구조를 가지고 있다.

실린더부의 각 섹션을 연결하기 위해서 동일한 구조의 플랜지를 이용하고 냉각수 공급과 배수를 원활하게 하기 위해 내경이 40 mm인 원형의 컬렉터(Collector)를 전후단에 설치한다. 확장부는 확산각이 12° 이며, 실린더부와 동일한 구조의 냉각수 공급/배수용 컬렉터가 있다. 컬렉터는 링(Ring) 형태로 냉각수의 공급과 배출은 내 균테에서 이루어진다. Fig. 7과 8은 실린더부와 확장부의 형상과 제작의 실제 모습이다.

모터의 연소가스가 직접 닿는 실린더부의 첫 번째 섹션은 다른 영역보다 열적으로 취약할 수 있다. 또한 고체모터의 연소가스 중에는 알루미늄

산화물과 같은 입자가 다량 포함되어 있으며 이들의 영향으로 인해 열하중이 증가하고 구조적으로도 영향을 받을 수 있다. 따라서 디퓨저 내부로 냉각수를 분사하여 내벽면을 보호하는 방식을 채택하였다. 내경 4.5 mm, 길이 96 mm 인 인젝터를 90개 제작하여 동일한 간격으로 배치한다(Fig. 6). Fig. 9는 인젝터로 배출되는 유량을 점검하고 분사되는 냉각수의 균일성을 확인하기 위한 시험장면이다.

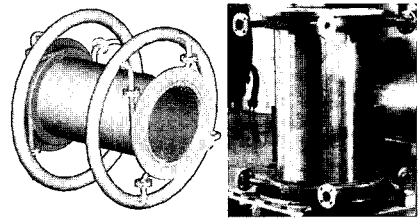


Fig. 7 Cylindrical Section of Diffuser

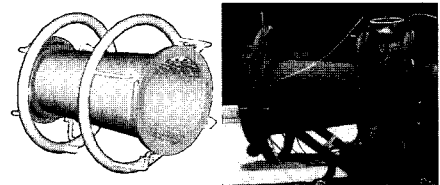


Fig. 8 Conical Section of Diffuser

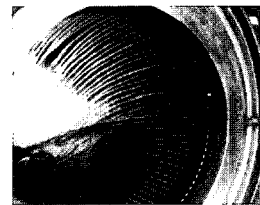


Fig. 9 Injection Test

2.4 유공압시스템

유공압시스템은 디퓨저에 공급되는 냉각수, 공압밸브를 작동하기 위한 고압공기 및 시험 전후 냉각채널 청소를 위한 질소를 공급한다. 디퓨저는 실린더부와 확장부를 합쳐 6개로 구성되어 있으며 각각의 냉각수 양은 모두 다르므로 각 섹션 전후단에 위치한 수동밸브를 이용하여 시

협 전에 유량을 설정하게 된다.

디퓨저 내부 인젝션을 통한 막 냉각용 냉각수 공급은 디퓨저의 채널 냉각과는 완전히 분리된 펌프와 배관을 통해서 이루어진다. 이는 인젝션을 위한 공급압력 및 공급 시간 조절 등 운용의 편의성 및 안전성을 위한 것으로 공급 냉각수를 디퓨저 근방의 3-Way 밸브를 통하여 외부로 배출시키다가 점화직전(약 0.5 ~ 1 sec)에 디퓨저 내부로 공급된다. 원활한 압력과 유량으로 냉각수를 공급하기 위해 펌프 3대를 사용한다. 한대는 막냉각, 두대는 디퓨저 채널에 냉각수를 공급하기 위해 사용한다. 또한 킷모터의 연소시간 동안 충분한 냉각수를 공급하기 위해 30 m³ 용량의 물탱크 두개를 설치하고 소방 설비에 사용할 물탱크(10 m³)는 따로 설치하였다. 또한 펌프의 가동을 위해 600 kW급 발전기 두대를 설치하였다. Fig. 10은 물탱크, 펌프, 발전기 등이 설치된 사진이다.

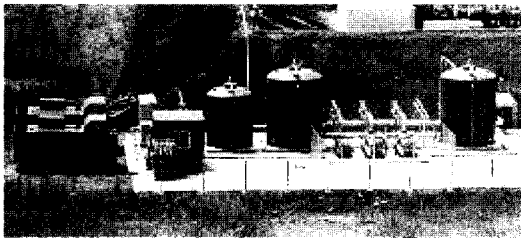


Fig. 10 Pneumo-Hydraulic System

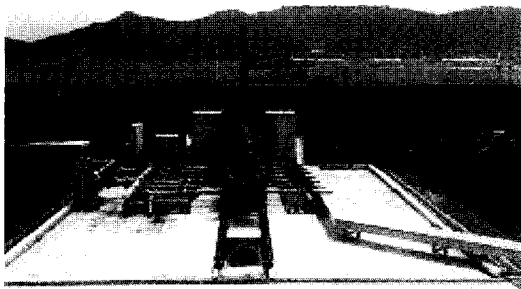


Fig. 11 Inside of Test Site after Installation

막냉각과 채널냉각에 알맞은 냉각수를 공급하고 디퓨저를 빠져나온 냉각수를 배출하는 유공

압배관은 향후 시험장의 지상연소시험장으로 전환을 유리하게 하고 유지보수에 적합하도록 하기 위해서 이동형 배관(SKID)으로 설치하였다. Fig. 11은 설비의 설치가 완료된 시험장 내부 사진이다.

2.5 제어계측시스템

Figure 12는 제어계측시스템의 계통도이다. 제어시스템은 클라이언트 PC와 PLC간에 통신을 통하여 제어하도록 설계/제작되었으며, 고체 모터 시험설비의 특성상 내/외부 안전키와 같은 여러 단계의 안전장치를 구현하여 시험설비의 안전성을 확보하였다. 각종 물리량을 계측하는 계측시스템은 NI사의 PXI 장비를 기반으로 설계/제작되었으며 서버 PC와는 기가비트(Gigabit) LAN을 이용하여 통신을 하도록 되어있다.

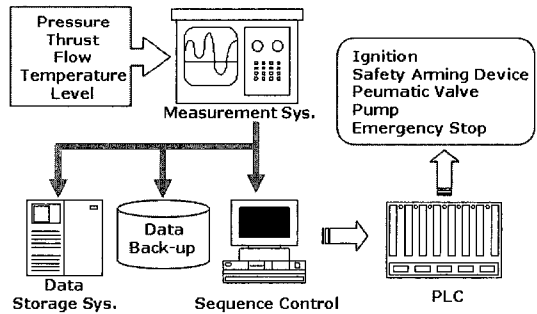


Fig. 12 Control & Measurement System

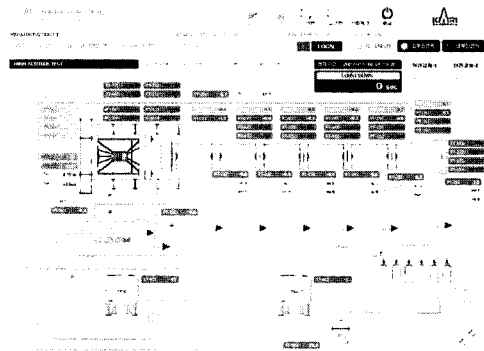


Fig. 13 Control & Measurement Program

시험 통제 요원들이 실제 모니터링 하면서 시험을 진행할 수 있도록 현재 시험상태, 아날로그(Analog)/디지털(Digital) 계측, 시나리오 진행 상태 등을 표시해주는 클라이언트용 프로그램은 Fig. 13과 같다.

3. 설비 검증시험

고공모사시험설비 설치 후 시험설비의 성능과 안전성을 검증하기 위해 5회의 연소시험을 수행하였다. Table 3에 검증시험에 사용된 모터의 특성을 제시하였다. 1~3차 검증시험은 시험과 해석을 통해 그 성능이 기확보된 모터를 사용하여 추력측정장치 및 그와 연계된 제어/계측 시스템의 검증을 목적으로 한다.

Table 3. Characteristics of Motor for Facility Verification

번호	총역적 [kgf · sec]	연소시간 [sec]	최대압력 [psia]	특징
1, 2	6,400	2	1920	시험자료 기확보
3	25,600	4.5	860	단축형 노즐
4, 5	32,300 (@Pa=0)	4.5	870	확장형 노즐

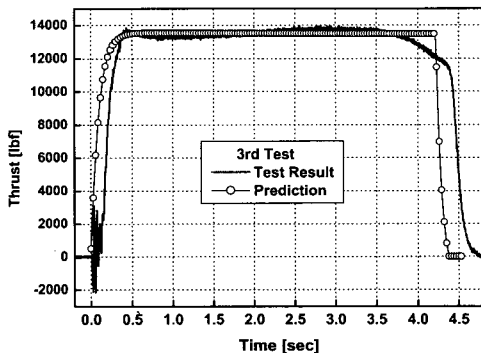


Fig. 14 Comparison of Measured Motor Thrust with Prediction (3rd Test)

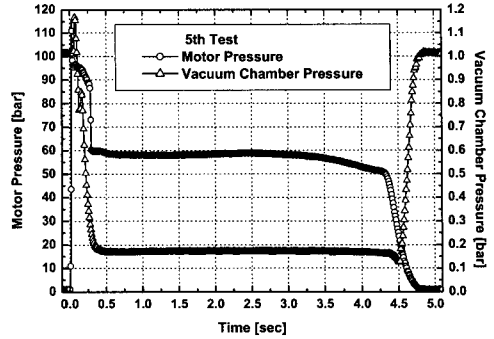


Fig. 15 Motor and Vacuum Chamber Pressure (5th Test)

Figure 14는 3차 검증시험에서 측정된 추력결과를 예측값과 비교한 것이다. 정상상태에서의 추력값은 서로 잘 일치함을 확인하였다.

4, 5차 검증시험의 목적은 키크모터와 동일한 형상을 가진 모터를 사용하여 디퓨저의 작동 및 설비 전체의 성능을 검증하는 것이다. Fig. 15는 5차 시험에서 측정한 모터 압력과 진공챔버 압력을 나타내며, Fig. 16은 연소시험 장면 사진이다.



Fig. 16 5th Facility Verification Test

모터 압력상승과 함께 디퓨저는 0.5초 이내에 정상적으로 시동되었으며, 4.5초 경 연소실압력 30 bar 이하에서 디퓨저의 작동이 정지됨을 확인하였다. 작동구간 내에서 평균압력은 0.17 bar(=127 torr)로 유지되었다.

시험장의 안전성을 평가하기 위해 시험 시 발생하는 소음을 측정(Table 4)하였다. 제어실 내부의 음압은 100 dBA 이하이며 이는 일반적인 공장에서 들을 수 있는 정도의 소음으로 인명피해를 끼칠 수 있는 수준은 아니며 시험 시 음압에 따른 안전상의 문제는 없을 것으로 판단된다.

Table 4. Maximum Sound Pressure Level during Test

측정위치	3차 시험 [dBA]	4차 시험 [dBA]	5차 시험 [dBA]
모터 후단	139	137	139
제어실 외부	124	122	124
제어실 내부	98	99	98

4. 결 론

한국항공우주연구원에서는 KSLV-I 2단에 사용될 키크모터의 고공성능을 검증하기 위하여 고공환경모사 시험설비를 구축하였다. 본 논문에서는 고공환경모사 시험설비를 구성하는 서브시스템에 대해 전반적으로 살펴보았다. 구축된 설비는 5회의 연소시험 수행을 통해 그 성능과 안전성을 성공적으로 검증하였다. 본 설비를 운용하여 키크모터의 고공모사시험을 2회 수행하였으며, 향후 계획된 키크모터의 지상연소시험에도 활용될 예정이다.

후 기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

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. 윤상규, 김진곤, 성홍계, 김용욱, 오승협, "고고도 모사용 초음속 디퓨저의 설계인자 및 작동인자에 대한 연구," 한국추진공학회 2007년도 춘계학술대회 논문집, 2007, pp.303-306
4. K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Sriramulu, K. A. Bhaskaran, "Evaluation of the Performance of Supersonic Exhaust Diffuser Using Scaled Down Models," Experimental Thermal and Fluid Science, Vol. 17, Issue 3, July, 1998, pp.217-229
5. 김중근, 윤일선, "추력시험대에 적용된 플렉서저동 분석," 한국추진공학회지, 제10권, 제3호, 2006, pp.73-81