

# 고온 연소가스를 이용한 고공 환경 모사용 디퓨저 실험장치 연구

양재준\* · 이양석\* · 김유\*\* · 고영성\*\* · 김용욱\*\*\* · 김춘택\*\*\*\*

## An Experimental Study of a Diffuser Test Rig for Simulating High-Altitude Environment by using Hot Combustion Gas

Jae-Jun Yang\* · Yang-Suk Lee\* · Yoo Kim\*\* · Young-Sung Ko\*\* ·  
Yong-Wook Kim\*\*\* · Chun-Taek Kim\*\*\*\*

### ABSTRACT

Performance tests of supersonic exhaust diffuser were conducted by using hot combustion gas for simulating high-altitude environment. The test rig consists of a combustion chamber, a vacuum chamber, water cooling ring and diffuser. Before combustion experiments, the preliminary leak tests were carried out on the liquid rocket engine and diffuser by using high pressure nitrogen(30barg) and a vacuum pump. The leak test results showed that there was no leaks at high pressure and vacuum pressure conditions.

### 초 록

본 연구는 고온의 연소 가스를 이용하여 고공 환경 모사용 초음속 디퓨저의 성능을 파악하는 것이다. 실험 장치는 크게 액체로켓 연소실, 진공 챔버, 냉각수 링 및 디퓨저로 구성되어 있다. 먼저 연소실험 전에 고압의 질소가스(30barg)와 진공 펌프를 이용하여 액체로켓 엔진과 디퓨저의 기밀시험을 수행하였다. 제작된 디퓨저를 포함한 시험 리그의 기밀테스트 결과, 고압 조건 및 진공압 조건에서 모두 누설이 없이 양호하였다.

Key Words: Diffuser, High-Altitude Simulation, Vacuum Chamber, Hot Flow Model Test

### 1. 서 론

\* 충남대학교 항공우주공학과  
\*\* 충남대학교  
\*\*\* 한국항공우주연구원 추진기관체계팀  
\*\*\*\* 한국항공우주연구원 KHP 엔진팀  
연락처, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

우주 추진용 상단 로켓의 경우 보통 팽창비가 큰 노즐을 가지고 있기 때문에, 지상의 대기압 조건에서는 정확한 추력 및 점화 특성 등을 파악할 수가 없다. 따라서 고공 비행 환경에 해당하는 진공 상태에 가까운 저압 조건을 조성하여,

실제 비행 환경을 모사하고 추력 및 점화 특성을 예측해야 하며 이러한 성능을 입증하기 위해서는 고공 환경 모사용 연소실험 설비가 필수적이다.

지상에서 고공 환경을 모사하는 방법으로 고온의 연소가스를 이용하여 노즐의 배압을 낮추어 진공 환경을 만드는 디퓨저형 모사장치와 디퓨저 및 스팀 이젝터 등을 이용하는 대형 고공 설비가 일반적으로 활용된다[1~5].

본 연구에서는 고공 환경을 모사하기 위하여, 기존의 상온 가스를 이용한 디퓨저 특성 연구[2]의 연장선상으로, 고온의 연소가스를 이용하는 축소형 디퓨저를 설계/제작하였다. 액체로켓을 이용하여 고온의 연소가스로 진공 챔버 내의 구현 가능한 초기 진공도의 확인하고, 노즐과 디퓨저의 설계 변수들의 상관관계 및 시동 특성을 파악하고자 한다. 이에 앞서 진공챔버 및 디퓨저의 고압과 진공압에서 기밀 시험을 수행하였다.

## 2. 실험장치의 설계/제작

본 실험에서 제작한 노즐 및 디퓨저는 국내의 기술적인 자료를 바탕으로 하여 이론식과 추천치를 활용하여 설계하였다[6~8].

### 2.1 실험장치

본 연구에서의 실험장치는 크게 액체로켓 연소실, 진공챔버, 냉각수 링 및 디퓨저로 구성되어 있다. Fig. 1은 실험부의 액체로켓 연소실(1st chamber), 진공 챔버(2nd chamber) 및 디퓨저의 전체 형상의 개략도를 나타낸 것이다. 디퓨저는 세부분으로 나누어 연결하게 되어있으며, 내부를 물로 냉각하기 위해서 두개의 링을 디퓨저 플랜지 연결부 사이에 넣고 체결하도록 설계/제작하였다. 디퓨저와 진공챔버의 압력과 온도를 측정하기 위해서 15개(PT101~PT115)의 포트가 있다.

액체로켓의 연소를 위한 실험장치는 액체로켓 연소를 위한 추진제 공급부 및 가압부, 냉각수 공급부, 실험부 그리고 자료 획득을 위한 제어계측부로 구성되어 있다[9].

Fig. 2는 고공 환경 모사 디퓨저 연소시험에 앞서 전체 시험부의 고압/진공 기밀시험을 위한 실험 장치 전체 개략도를 나타낸 것이며, Fig. 3은 기밀 시험을 위해 액체로켓 연소실, 진공 챔버 및 디퓨저 전체 실험 장치가 조립된 사진을 나타낸 것이다.

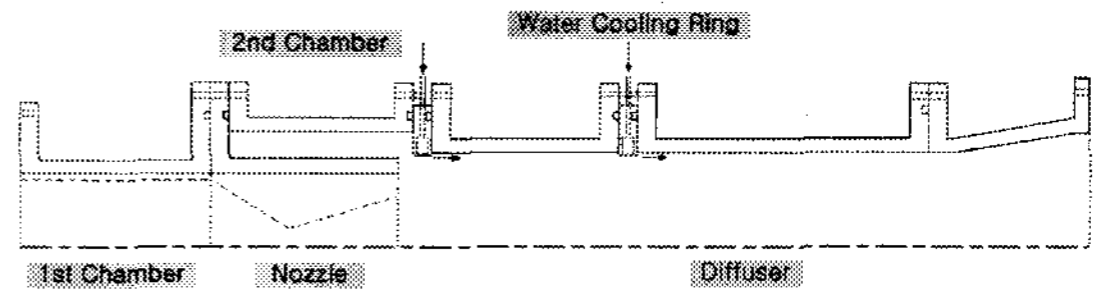


Fig. 1 Schematic of a test rig

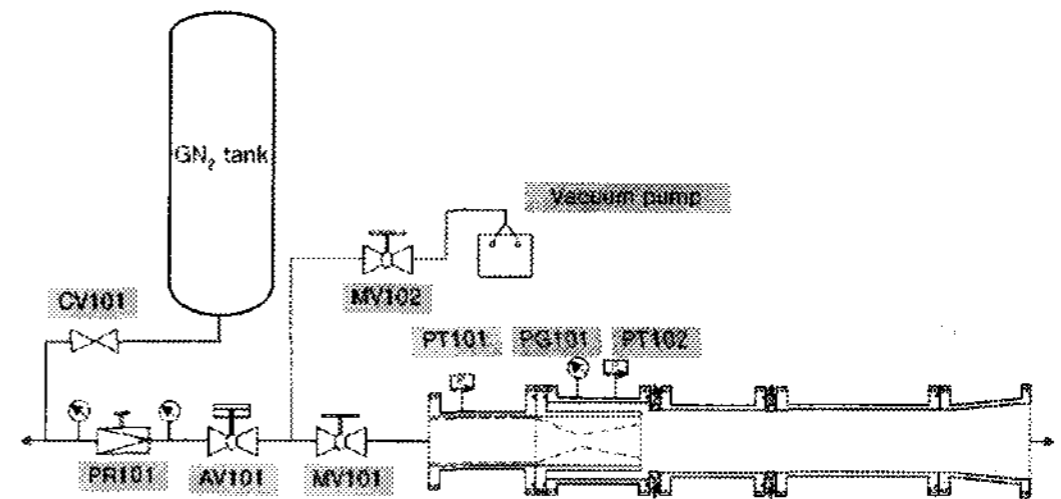


Fig. 2 Schematic of the leak test apparatus

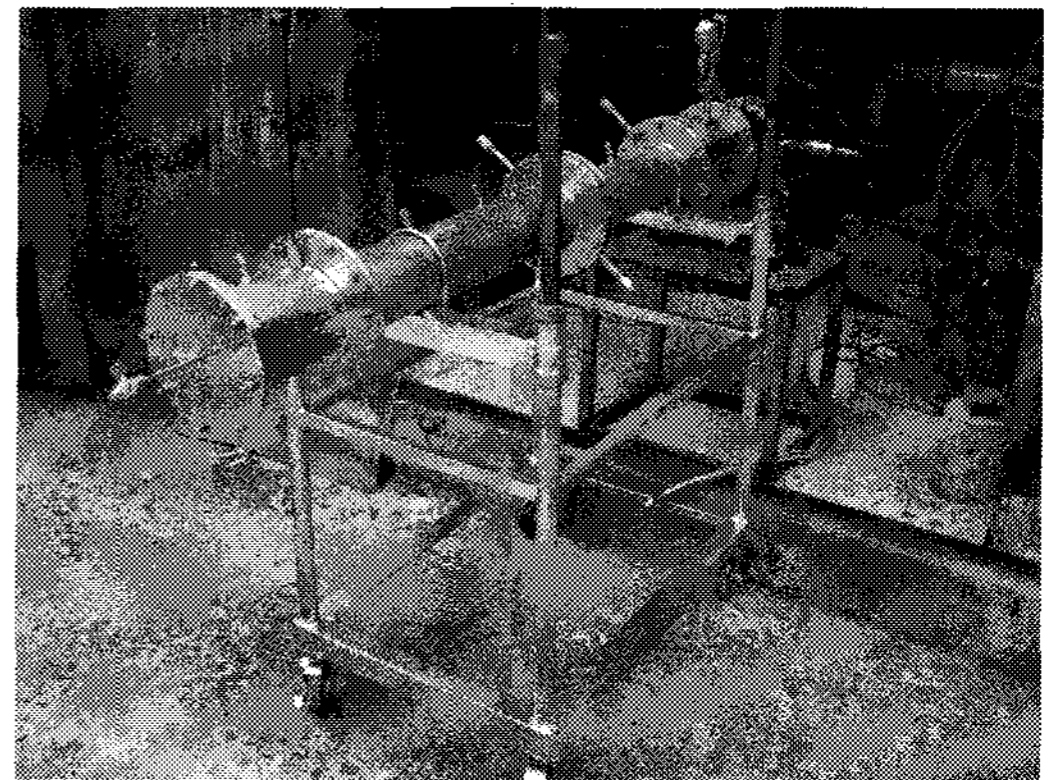


Fig. 3 Photo of installed diffuser for leak test

### 2.2 설계 변수/실험 변수

디퓨저 설계에 있어서 항공우주연구원에서 설계/제작된 실물형 디퓨저의 기본 데이터를 바탕으로 설계하였다. 항공우주연구원 실물형 디퓨저의 사양은 디퓨저 내부 직경( $D_d$ )이 634mm, 길이( $L_1$ )는 6340mm, 확장부 길이( $L_2$ )는 1530

mm이다. 디퓨저 구동용 연소실의 노즐 형상을 고려한 디퓨저 설계의 주요 변수를 정리하면,  $A_d/A_e$ 는 1.28,  $A_d/A_t$ 는 44.5,  $L/D$ 는 12.4이다.

본 실험에 사용할 노즐 목 직경은 15mm, 노즐 출구 직경은 88mm, 팽창비는 34.4이다. 디퓨저의 내부 직경  $D_d$ 는 97.2mm, 길이  $L$ 은 1240mm로 설계하여,  $A_d/A_e$ 는 1.22,  $A_d/A_t$ 는 42,  $L/D$ 는 12.7이다. 이와 같이 항공우주연구원의 실물형 디퓨저와 비교 분석이 가능하도록 설계되었다.

향후 고공 환경 모사용 디퓨저의 시동 특성 등을 파악하기 위하여, 수행될 실험변수들은 다음 Table 1, 2와 같다. 연소실로 공급되는 추진제 총유량을 조절하여 연소실 압력의 변화에 따른 디퓨저의 시동 특성을 알아볼 수 있고, 디퓨저의 길이를 조절할 수 있게 설계하여  $L/D$ 의 변화에 따른 특성을 살펴볼 수 있다. 또한 디퓨저 팽창부의 유무에 따른 디퓨저 내부의 특성을 파악할 수 있게 설계를 하였다.

Table 1. 연소실 압력에 따른 디퓨저 시동특성

유량 (kg/s)	예상 연소실압력 (barg)	예상 시동압력 (barg)
0.26	25	26
0.30	29	
0.34	33	

Table 2.  $L/D$ 에 따른 디퓨저 시동특성

디퓨저 길이 (mm)	$L/D$
620	6.4
820	8.4
1240	12.7

### 3. 실험결과

본 연구에서는 액체로켓의 연소를 통한 디퓨저의 시동 특성을 알아보기 이전 과정으로, 연소실, 진공챔버 및 디퓨저를 고압과 진공압에서 기밀 시험을 수행하였다.

#### 3.1 고압 기밀 시험 결과

연소실험 시 연소압이 30barg 근처임을 감안하여, Fig. 3에 나타난 전체 조립 상태에서 고압 기밀 시험을 수행하였다. 연소실과 노즐은 동 가스켓을 이용하여 체결하였고, 디퓨저 플랜지 연결부, 진공 챔버와 냉각수 링에는 고무 오링을 사용하였다. 두 개의 압력센서(valcom사, 100  $kg_f/cm^2$ )를 통해서 데이터를 수집하였다. 전체 시험 리그 내부에 약 30barg의 가스 질소를 레귤레이터를 사용하여 공급하고, 10분 동안의 압력 변화를 살펴보았다. Fig. 4는 고압 기밀 시험 결과를 나타낸 것으로서, 초기 압력은 30.4barg로 10분 동안 압력의 변화는 없었다. 따라서 전체 연소시험에서 디퓨저 시동 이전의 고압 상태에서의 누설은 없을 것으로 판단된다.

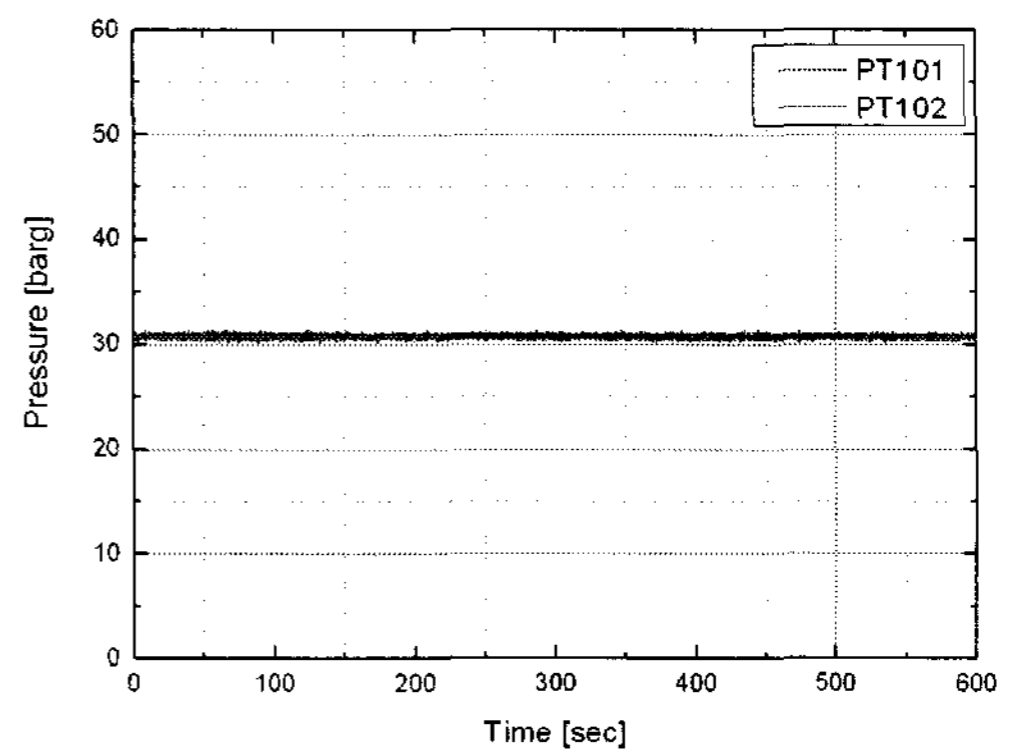


Fig. 4 Result of high pressure leak test

#### 3.2 진공 기밀 시험 결과

디퓨저가 시동되고 난 이후에는 디퓨저 및 진공 챔버가 진공 상태를 유지하게 될 것이므로, 진공 기밀 시험을 수행하였다. 전체 조립된 시험 리그에 진공압력 센서(valcom사,  $-1\sim 3kg_f/cm^2$ )를 부착하여 데이터를 수집하였다. 진공펌프를 이용해서 3분 후 시동 시 예상되는 디퓨저 압력보다 낮은 진공압(약 12torr)에서 구동을 멈추고, 진공 챔버와 디퓨저 내부의 압력 변화를 역시 10분 동안 살펴보았다. Fig 5에 나타난 바와 같이 진공 상태가 유지되는 것을 확인할 수 있으며, 별도로 진공 챔버에 장착한 진공 테스트 게

이지(Matheson사, 0~760mmHg)로도 확인한 결과, 10분 후에도 압력상승은 거의 보이지 않았고 일정하게 유지되었다. 따라서 전체 연소시험에서 디퓨저 시동 이후의 진공 상태에서의 누설은 없을 것으로 판단된다.

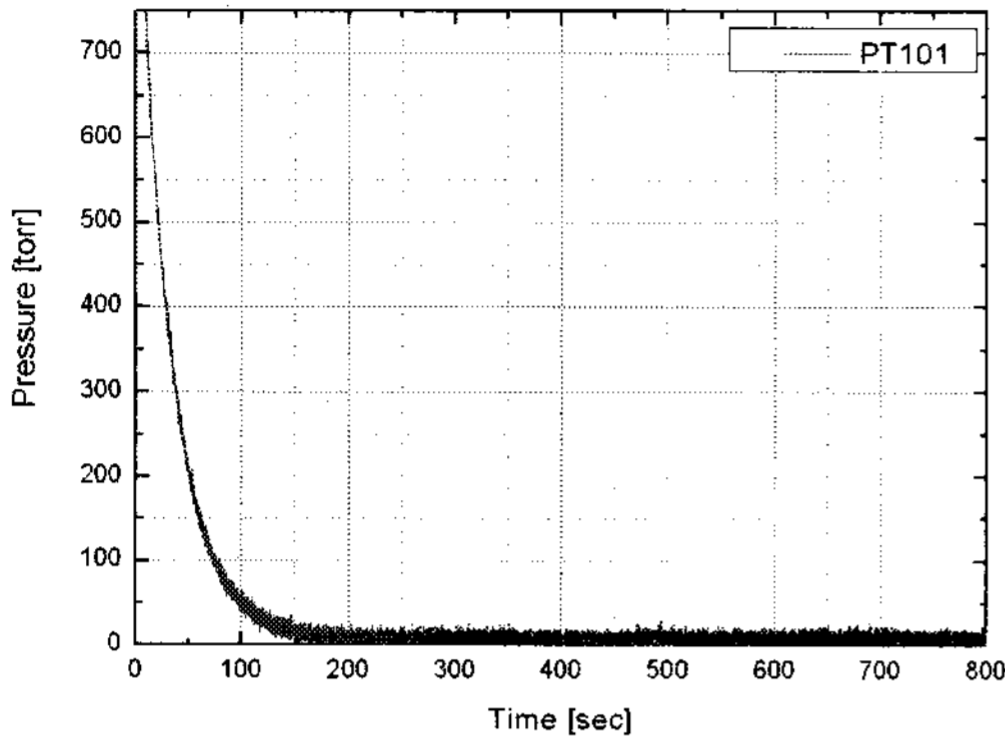


Fig. 5 Result of vacuum pressure leak test

#### 4. 결 론

이상과 같이 고온 연소 가스를 이용한 고공 환경 모사용 디퓨저의 실험장치의 설계/제작 및 기밀 시험에 대해서 소개하였다. 설계한 디퓨저의 여러 가지 실험 변수들을 고려한 연소실험을 수행하기 이전에 기밀 시험을 수행하였다.

30barg의 가스질소를 이용한 고압 기밀 시험 결과 압력 하강은 없었고, 진공펌프를 이용하여 약 12torr로 진공압을 설정하여 진공 기밀 시험을 수행한 결과 역시 압력 상승은 거의 없었다. 따라서 향후 수행될 고공 환경 모사용 디퓨저의 연소 실험에서 액체로켓 엔진 및 진공챔버, 디퓨저의 누설이 없어, 약 10초 동안의 연소실험을 통해 디퓨저의 시동 특성을 확인하는데 무리가 없을 것으로 예상된다. 또한 이러한 연구 결과들은 향후 항공우주 추진기관의 고공 환경 모사 시험을 위한 기초 자료로 활용될 수 있을 것이다.

#### 5. 후 기

본 연구는 소형위성발사체 개발사업과 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI 주관) 위탁연구결과 중 일부임.

#### 참 고 문 헌

1. K.Annamalai, K.Visvanathan, V.Sriramulu, K.A.Bhaskaran, "Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down model" *Experimental Thermal and Fluid Science*, 17, pp.271-229, 1998
2. 이양석, 양재준, 고영성, 김유, 오승협, 김용욱, "고공 환경 모사용 디퓨저 설계에 관한 실험적 연구", *우주발사체기술 심포지움*, 2007
3. 박근홍, 김세훈, 진정근, 권세진, "축소 팽창 디퓨저가 장착된 초음속 이젝터의 시동 특성", *한국추진공학회지* 제9권 제2호, pp. 70-77, 2005
4. 이지형, 오종윤, 박익수, "고고도 모사용 소형시험장치 연구", *한국군사과학기술학회지* 제7권 제4호, 2004
5. 이지형, 오종윤, 변종렬, "소형 초음속 디퓨저를 이용한 고고도 환경 모사에 대한 시험적 연구", *한국군사과학기술학회지* 제7권 제4호, 2004
6. Geroge P.sutton, Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", 2001
7. 홍용식, "우주추진공학", 청문각, 1994
8. John D. Anderson, "Fundamental of Aerodynamics", Mc Graw Hill, 2001
9. 전준수, 신훈철, 이석진, 고영성, 김유, 정해승, 김용욱, "장시간 연소에 따른 단일 인젝터 분사기면 냉각 특성 연구", *한국추진공학회 추계학술대회*, 2006.