

## 액체로켓엔진 고공환경 모사시험 연구

김승한\* · 문윤완\*\* · 설우석\*\*

### Study on Liquid Rocket Engine High Altitude Simulation Test

Seung-Han Kim\* · Yoon Wan Moon\*\* · Woo-Seok Seol\*\*

#### ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute (KARI) performed the preliminary design of liquid rocket engine high-altitude simulation firing test facility for the development and qualification of LRE for the 2nd stage of KSLV-II. The engine high-altitude simulation firing test facility, which are to be constructed at Goheung Space Center, will provide liquid oxygen and kerosene to enable the high-altitude simulation firing test of 2nd stage engine at ground test facility. The high-altitude environment is obtained using a supersonic diffuser operated by the self-ejecting jet from the liquid rocket engine.

#### 초 록

한국항공우주연구원은 한국형발사체 2단용 액체로켓엔진의 개발 및 인증을 위한 엔진고공환경모사 연소시험설비의 예비설계를 수행하였다. 고흥 우주센터에 구축될 예정인 엔진 고공연소시험설비는 액체산소와 케로신을 공급하여 한국형발사체 2단 엔진의 고공환경모사 시험을 지상에서 수행할 수 있도록 구성된다. 고공환경 모사는 액체로켓엔진의 후류제트로 작동되는 초음속 디퓨저로 구현된다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), High-Altitude Test(고공시험), Supersonic Diffuser(초음속 디퓨저), Vacuum Chamber(진공실)

#### 1. 서 론

고공환경에서 작동하는 액체로켓엔진 개발에 있어 우주발사체의 비행 중의 작동성과 신뢰성을 지상환경에서 검증하는 것은 상단엔진 개발

의 경우에는 핵심적인 부분이다[1,2]. 고공 대기 조건에서 작동을 위해 설계된 로켓엔진은 엔진 연소압의 효율적인 이용을 위해서 큰 확대비를 갖는 노즐을 필요로 한다. 이러한 고공용 확대 노즐을 갖는 엔진을 지상 배압 조건에서 시험할 경우 확대 노즐 내부에서 유동이 박리되어 진동을 유발하고, 노즐 국소 부위에 열부하가 집중되어 노즐이 파괴될 수 있다. 따라서, 상단 로켓엔진의 성능 평가를 위해서는 지상 시험 시 충분

\* 한국항공우주연구원 발사체엔진팀  
연락처, E-mail: detokim@kari.re.kr

\*\* 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

히 낮은 노즐 배압 환경이 모사되어야 한다[3,4].

한국항공우주연구원에서는 한국형발사체 개발 사업의 75톤급 2단 엔진의 개발시험 수행을 위해 액체로켓엔진 고공환경 모사 연소시험설비 구축을 계획하고 있다. 액체로켓엔진의 고공환경 모사 연소시험설비의 개념/기본설계를 진행하였으며 이를 위해 일반적인 우주발사체 상단용 액체로켓엔진 고공환경 모사 연소시험설비의 구성 개념 및 해외사례를 검토하였다[5]. 본 논문은 한국항공우주연구원에서 진행 중인 액체로켓엔진 고공 모사 연소시험설비 설계를 위한 사례 검토 및 시험요구조건, 설비 개념을 정리하였다.

## 2. 액체로켓엔진 고공연소시험설비 요구조건

### 2.1 상단 엔진 시험 요구조건

발사체 비행 시의 낮은 대기압은 엔진의 시동 시간, 점화지연시간, 엔진의 정상상태 시 추력 및 엔진 정지 시 잔류 추력 등에 영향을 줄 수 있다. 따라서 고공 연소시험설비를 이용하여 상단 엔진의 추력, 점화지연시간, 시동 절차, 고공 노즐의 구조/열적 안정성과 함께 엔진시스템의 작동 수명 및 신뢰성을 고공환경에서 평가하는 것이 필수적이다[3].

상단용 액체로켓엔진 개발/인증과정에서 요구되는 일반적인 고공환경모사 시험은 다음과 같다.

- 엔진의 고공 성능시험
- 엔진의 구조 안전성 및 노즐 시험
- 엔진의 점화/시동 및 종료 특성 시험
- 고공 열환경시험 및 기밀시험

### 2.2. 엔진 고공 연소시험설비 요구조건

일반적인 상단엔진 시험 요구조건을 고려한 고공 환경 모사 시험설비 요구조건은 아래와 같다.

- 예냉 모사  
엔진의 배관 충전 및 예냉을 낮은 배압에서 수행한다. 예냉 및 배관 충전 기간 동안 이젝터 및 진공시스템으로 진공실의 배압을 유지해야한다.
- 점화  
저압환경에서의 점화지연 현상을 확인할 수 있

도록 점화시점에서 진공압이 유지되어야 한다.

#### - 엔진 시동

시동천이구간의 모사는 엔진 연소기 노즐과 터빈 노즐 후방의 압력 구배 모사, side load 검증을 목적으로 한다. 엔진 시동 과정에서 연소기 후류 제트에 의해 초음속 디퓨저의 기동이 시작되는데 초음속 디퓨저의 기동은 액체로켓엔진의 연소기의 압력구배에 의존하며, 이젝터 특성에 의해 야기된 초음속디퓨저의 배압에도 영향을 받는다. 고공환경 모사를 위해 초음속 디퓨저의 천이 구간 특성이 핵심 설계 변수이다. 엔진 시동/종료 구간에서 고공 배압 조건을 유지하기 위해서는 대용량 증기 이젝터가 필수적이다.

#### - 엔진 정상 구동

고공환경모사를 위해 초음속 디퓨저는 엔진의 전 작동 영역(추력, 혼합비)에 대해 작동성이 보장되어야 한다.

#### - 엔진 종료

엔진 종료 시 디퓨저의 정지에 의해 고온 가스의 진공실 역류를 방지하고, 확대노즐 내의 유동 박리에 의해 발생 가능한 노즐 손상을 방지하여야 한다.

#### - 열적 모사

비행 시험 시의 열환경 모사가 가능하여야 한다.

#### - 지상 조건 시험

동일한 시험설비에서 진공실을 개방한 상태에서 최소한의 설비 변경으로 지상 조건 시험을 수행할 수 있어야 한다.

## 3. 고공환경모사 연소시험설비 구성 사례 검토

### 3.1 초음속 디퓨저 형상에 따른 특성

그림 1과 표 1에 초음속 디퓨저 형상을 제시하였다. Center body(CB) 디퓨저는 CB 주위의 링 형태의 채널에 의해 이차목이 형성되므로 유체 역학적인 반경이 줄어들기 때문에 연소가스의 재압축에 소요되는 길이가 이차목 디퓨저에 비해 짧다. 여러 가지 장점에도 불구하고 CB 디퓨저는 냉각 문제가 주된 기술적 난제로서 DLR P4.1설비를 제외한 설비 구축 사례가 없다.

CBD의 경우 진공실 압력과 연소압의 비가 낮은 경우에도 초음속 디퓨저의 시동 및 종료 발생하여 천이 구간 작동특성이 좋고, 이차목 디퓨저가 그 다음이다[1,2] 단순 실린더형은 시동/종료 시의 압력특성 및 진공도 특성이 불량하여 대부분의 설비는 2차목 디퓨저를 채택하고 있다[5].

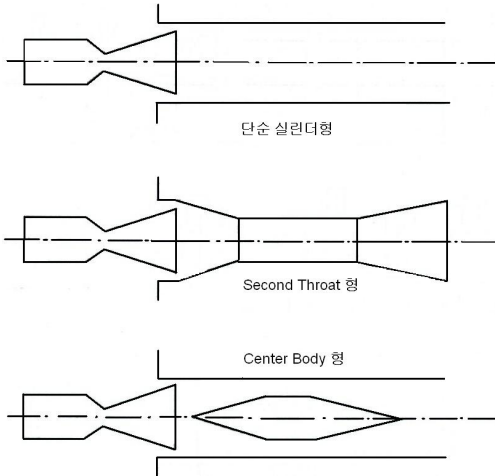


Fig. 1 초음속 디퓨저 종류별 형상

Table 1 초음속 디퓨저 종류별 장단점

디퓨저 형태	장점	단점
단순실린더형	단순 형상 설계/제작 용이	시동압 높음 진공도 낮음 공간 소요 큼
이차목	시동압 낮음 설계형상 단순 기술 확보 수준 높음	공간 소요 큼 노즐 형상 변경 시 재설계 필요
Center Body	디퓨저 길이 감소 노즐확대비 변경가능 시동압력 조절 가능	열부하 과다 설계/구축 사례적용 선행 연구 필요

### 3.2 고공환경모사 연소 시험 및 설비 사례

시험설비의 고공모사 조건을 분석하기 위해 표 2에 상단 엔진의 비행 고도와 고공모사설비의 고공 모사 조건을 사례를 비교하였다[5]. 비교 결과 실제 상단 엔진의 고공 점화 및 비행조건과 고공모사시험 설비의 시험조건과는 상당한 차이가 있다. 고공모사시험설비에서 일반적으로 고공 모사 시험은 18km~50km 범위에서 수행하

였다. 고공 점화시험은 고공의 저압상태에서 점화 안정성을 검증하는 시험으로 조사 대상 사례에서 나타나 있는 것과 같이 필수 시험 항목이다. 표 2에 제시된 사례에서 초음속 디퓨저 성능 이상의 진공도가 요구되거나, 시동 및 천이 구간에서의 고공환경 모사, 궤도 선회 후 고공 재점화 모사가 필요한 경우에는 증기이젝터의 적용이 필수적으로 요구된다[1,2]. 한국형발사체 2단 엔진 고공 연소시험설비는 사례를 바탕으로 시동 전과 정상상태 구동 후 20km 조건을 기준으로 설비 고공모사 조건을 구현하는 것으로 결정하였다[5].

Table 2 엔진 비행 고도와 설비 고공 조건 비교

설비	고공 모사 조건	적용 엔진 및 고도
Snecma PF 41	- 시동전: 20km	- HM7: 136 km 점화
	- 정상상태: 28km	- HM7B: 184km 점화
DLRP4.2 (개량전)	- 시동전: 20km - 정상상태: 20km	- Viking4: 83km
DLR 4.2 (개량후)	- 시동전: 42.5km - 정상상태: 36km	- Aestus: 136km 점화
DLR P4.1	- 시동전: 19.5km - 정상상태: 28km	- Vinci: 150km 점화
Snecma PF52	- 시동전: 19.5km - 정상상태: 대기압	
Kakuda HAT	- 시동전: 19km - 정상상태: 27km	- LE-5: 259km 점화
AEDC J-4	- 시동전: 18km - 정상상태: >30km	- RL10 Atlas V 401 2단: 113km

### 3. 한국형발사체 엔진 고공연소시험설비 개발

한국형발사체 상단엔진에 대한 고공 모사 연소시험설비의 시험 요구 조건은 다음과 같다[5].

- 엔진 시동 전 예냉 시 진공 압력 유지
- 55mbar 이하(20km 이상) 고공 조건 점화
- 엔진 비행환경에서의 엔진 작동 조건 구현
- 최대 노즐 하중을 고려한 천이 구간 노즐 보호
- 추력 75톤급 상단용 액체로켓엔진의 고공환경 점화, 시동, 정상상태 운동 및 종료 특성 검증
- 액체로켓엔진 연소기 노즐 확대비에 따른 성능 검증
- 고공환경에서의 엔진 구성품 및 엔진시스템의 작동성 검증

엔진 고공환경 모사 연소시험설비는 비행 시험 시 노출되는 각종 고공 환경 상황을 지상에서 구현하는 것을 목적으로 하므로, 상단 엔진이 운용되는 고공환경과 최대한 유사하면서도, 현실적인 비용/기간/기술적 제한 조건을 고려하여 다음과 같이 환경 모사 수준을 결정하였다.

- 주추진제 공급시스템
    - 추진제 공급계는 엔진 연결부에서의 유량, 압력 및 온도 요구조건을 만족하도록 구성
    - 시동탱크로 단 공급계와 유사하게 구성하여 시동/종료 시의 동적 천이과정을 모사
  - 진공실
    - 엔진은 진공실의 내의 추력 측정대에 수직으로 장착. 복사열에 민감한 부품들은 엔진 노즐 후류화염에 의한 복사열로부터 보호되며 적절한 수준의 열환경 모사를 수행하도록 구성
  - 초음속 디퓨저
    - 이차목 디퓨저 방식 적용
  - 초기 진공용 이젝터 및 진공시스템
    - 초기 진공용 질소 이젝터를 이용하여 엔진 시동 전 예냉 구간에서 진공실, 초음속 디퓨저 내부 압력을 고공 조건으로 배출 및 유지
    - 터빈 후방 배기 노즐 및 터보펌프 기밀용 배관에 별도의 이젝터로 진공을 유지
    - 엔진 재점화 모사를 위한 이젝터는 미적용
  - 지상 조건 연소시험 형상
    - 동일한 시험 스탠드에서 최소한의 변경으로 지상조건 연소시험을 수행가능토록 구성
  - 물 냉각 시스템
    - 연소가스와 접촉하는 모든 부분에는 채널 냉각이 적용되며, 냉각수는 재사용하도록 설계. 초음속 디퓨저 후방 물분사에 배가스 에너지 흡수하여 환경 영향 제거 후 배출
- 2단 액체로켓엔진의 고공환경 모사 연소시험설비 개발은 다음의 단계를 통해 수행될 예정이다.
- 1단계(기수행): 기본 설계 및 배치 방안 선정
- 2단계: 기본 구성품 개발
- 초음속 디퓨저 개발
  - 초기 진공시스템 개발
  - 진공실
  - 수치모델 및 축소형 시험을 통한 검증

3단계: 실물형 고공환경 모사 연소시험설비 구축 설계된 실물형 엔진 고공모사 연소시험설비는 축소형 모델에 대한 수류시험을 통해 1차 설계 검증이 이루어진다. 이 실험은 동일한 마하수를 가지는 기체를 이용하여 수행되며 목적은 다음과 같다.

- 고공모사시험설비 기본 설계 형상의 검증
  - 천이구간에서의 디퓨저 시동/종료 거동 분석
  - 초음속 디퓨저 형상 변수 분석
  - 후류제트의 off-axis에 따른 디퓨저 거동 분석
- 고공모사시험설비 축소형 모델에 대한 연소시험을 수행하며, 시험 목적은 다음과 같다.
- 설계 및 모델링 결과의 검증
  - 열 부하 검증
  - 초음속 디퓨저의 시동 및 종료 특성 검증
  - 물 냉각 설계 변수 검증
- 엔진 고공 모사 시험설비 축소형 모델에 대한 시험 수행을 통해 설계의 적절성을 확인하고, 최적값을 찾고 엔진 개발 시험 계획에 명시된 설비 요구조건의 검증을 수행할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. K. Schafer, et al., "Altitude Simulation Test Bench P4.1 for Vinci Upper Stage Engine", 6th International Symposium for Space Transportation of the XXIst Century, 2002
2. K. Schafer, et al., "Development and Operational Conditions of VINCI @Altitude Simulation Test Bench P4.1", 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006
3. 김철웅 등, "액체로켓엔진 고공모사시험설비의 개념설계", 한국추진공학회 2008년도 추계학술대회 논문집, pp.383-387
4. 김상헌 등, "고공환경모사 시험설비 구축을 위한 개념설계", 한국추진공학회, 2006년도 추계학술대회 논문집, pp.75-81
5. 한국항공우주연구원, "액체로켓엔진시험설비 기본설계 보고서", 2009