

# 우주용 추진기관 고공 성능시험

삼성항공 박성준  
국과연최응규

우주공간의 압력은 일반적으로 지구로부터의 고도와 대수 관계에 있으며 위성이 비행하는 궤도는  $10^{-6}$ - $10^{-11}$ torr의 초진공 상태에 가깝고 고도 수십 Km까지는 희박기체의 압력으로 볼 수 있으나 그 이상의 고도에서는 기체 분자가 거의 이온이 되어 대단히 고속의 이온 흐름 상태를 유지하고 있다. 우주용 추진기관 개발에 있어서 이와 같은 초고진공에 해당하는 압력을 구현하지 않으면 안되는 시험 이외에도 비교적 고도가 낮은 공간의 SIMULATION도 중요한 분야이다.

## 1. 고공성능시험의 목적

로켓 상단에 사용되는 엔진이나 모터는 압력 및 열적인 조건 등이 지상과는 다른 고공 환경에서 작동되기 때문에 그 성능이나 기능이 큰 영향을 받고 착화성의 악화, 추력 및 비추력의 증대, 잔류 추력의 발생 뿐만 아니라 구조부품 등에 대한 영향이 큰 바, 패이로드의 궤도 투입 정밀도 향상, 로켓 자체의 신뢰성 향상을 도모하기 위해서 로켓 모터의 작동시험을 지상에서 고공환경을 모의하여 반복 수행해야 한다

### 가. 추진기관의 고공 운용능력(성능) 평가

- 추력
- 추력실 열전달
- 진동연소
- 추력실 진동특성
- 컴포넌트의 내구성
- 理想팽창 노즐의 탈설계점 성능

### 나. 고공운용 추진기관의 특성

- 낮은 연소실 압력에 비해 큰 노즐 팽창비
- 정상 작동시 낮은 엔진 배기속도
- NON-STIFF NOZZLE
- 진공상태에서의 RESTART

## 2. 고공성능시험의 분류

### 가. 저압 환경시험

로켓이 발사되어 궤도에 이르기 전까지의 압력을 SIMULATION하는 것으로 압력이 대기압에서  $10^{-3}$ torr까지 급강하함에 따라 로켓 구성부품이나 패이로드 자체에 대한 영향 즉 충격, 진동등은 물론 로켓 엔진의 저압하에서 작동시험이나 희박기체 풍동에서의 실험 등이 포함된다. 저압환경시험에 사용되는 CHAMBER의 압력은 대기압에서  $10^{-3}$ torr 이며 그다지 고진공을 필요로 하지 않지만 대기압 부근에서 그것도 발생가스를 동시에 급속히 배기를 해야 하기 때문에 다량의 취급가스 배기장치가 필요하며 로켓 발사후 압력 변화의 SIMULATION은 패이로드 자체 및 탑재장비의 급격한 압력변화에 의한 영향을 SIMULATION하는 것으로 대기압에서  $10^{-3}$ torr까지 로켓 상승에 의한 압력변화에 상응하는 배기를 필요로 한다.

#### 나. 고진공 환경시험

이 시험은  $10^{-3}$  torr 정도에서  $10^{-6}$  torr 정도까지의 압력범위에서 실시되며 구체적으로는 열진공 환경시험, 이온엔진, 자세제어 로켓 시험, 부품 및 재료의 고진공하에서의 시험 등이 포함되어 있으며 현재 제작되고 있는 SPACE CHAMBER의 대부분은 이 범위의 압력에서 사용되고 있다.

##### 1) 자세제어계 환경시험

로켓 상단부의 자세제어에 사용되는 탄산가스나 헬륨 분출 로켓 그리고 우주항해에 사용되는 이온엔진등은 대량의 가스를 방출하는 한편 CHAMBER를 고진공으로 유지해야 하기 때문에 배기계의 구성이 어렵다. 자세제어용 로켓의 연소시험에 사용되는 CHAMBER의 배기계통은 용량이 클 뿐만 아니라 연소가스의 조성에 의한 배기능력까지 고려하여 설계되지 않으면 안된다. 액체산소/액체수소 로켓의 발생가스는 주로 수증기이므로 액체질소 CYRO PUMP로 충분하지만 고체연료의 발생가스는 각종 비응축성 가스, 특히 수소, 메탄등이므로 CYRO PUMP로 배기할 경우에도 배기계통에 액체헬륨 수준의 온도가 필요하다.

##### 2) 열진공 환경시험

이 시험은 위성의 온도 BALANCE, 재료부품의 작동상태 등을 SIMULATION 하는 가장 중요한 시험의 하나로서 시험 환경조건은 압력이  $10^{-3}$  torr- $10^{-6}$  torr 이외의  $100^{\circ}$  K 이하의 저온 암흑벽 및 조도  $1.4\text{KW}/\text{m}^2$ 의 태양광 조사등이 필요하다.

#### 다. 초고진공 환경시험

$10^{-6}$  torr 이하의 고진공, 초고진공하에서는 물질 표면의 물리, 화학적 특성이 대기압 또는 기체 환경하에서와 전혀 다르며 물질의 마찰이나 마모의 현상은 이 압력 이하에서는 급속히 마찰계수가 상승한다. 따라서 위성의 기계적 운동부분은 초고진공의 환경하에서 장시간 시험이 필요하다. 완전히 청정한 환경에서 금속면을 선통시키면 COLD WELDING 이라고 불리는 일종의 응집이 일어나며 우주공간에서 이들 부품의 기계적 동작이 현저하게 곤란하기 때문에 이를 방지하기 위한 불휘발성 윤활제등이 대단히 중요하며 이를 개발하기 위해서는 초고진공 SPACE CHAMBER 또는 초고진공 마모마찰 시험기 등이 필요하다.

#### 3. 고공성능시험 설비 개발시 고려사항

고공성능 시험설비는 소형 밀폐형 열진공 CHAMBER와 최적형상의 DIFFUSER가 필요하며 평균 압력에서 노즐의 박리를 방지하기 위한 대형 배기시스템은 물론 저압 영역 즉 연소종료 영역에서 노즐에 작용하는 압축흐름을 배제하기 위해 PUMPING 시스템을 부가하기도 한다. 설비 개발시 고려할 사항으로는

효과적인 최적형상의 DIFFUSER

열진공 CHAMBER

주요 배기장치 SCHEME

수직/수평자세 시험을 위한 스펀드

실재 비행조건 모의 및 추력(비추력) 측정에러 최소화 기능등이 있다.

주요 배기장치 구성부품으로는 믹서, SCRUBBER-CONDENSOR, SEPARATOR, 가스 이젝터가 있으며 믹서는 DIFFUSER 앞부분에 장착하여 포화상태까지 배기가스의 온도를 강하시키고, CRUBBER-CONDENSOR는 이젝터 전방에서 연소가스의 MASS RATIO를 감축시키기 위해 WATER JET내 수증기를 응축시키는 역할을 한다. 한편 SEPARATOR는 가스-증기와 액상의 물을 분리하여 전자를 이젝터로, 후자를 바로메트릭 튜브로 보내는 역할을 하며 마지막으로 EJECTOR는 소량의 공기와 다량의 물에 의해 압축효과를 높여주는 역할을 한다.

#### 4. 고공성능시험 설비 SCHEME

##### 가. 직관형

구조가 단순하고 개발/운영비가 저렴하나 도달 진공도 및 시험대상 엔진에 한계가 있기 때문에 '60년대 초반 미국에서 제한적으로 이용(그림 참조)되었다. 설계해석 방법도 단순하며 실험과의 일치도 측면에서 Favri 및 Crocco의 기법을 따르고 있으나 노즐 출구부의 형상, 수분의 응축 가능성 등을 고려하면 정당화하기 어려운 면이 있고 2차류가 있을때 불안정 현상을 다루기 위해서는 점성(난류)를 고려한 비정상 해석을 필요로 한다.

##### 나. 진공펌프 부착 직관형

START시 진공펌프를 사용하여 직관형 보다 높은 진공상태를 모의할 수 있으며(일본 문부성 우주과학연구소(ISAS)의 진공펌프 부착형 SUPERSONIC EXHAUST DIFFUSER 참조) 착화시 압력은 진공펌프에 의해 낮출 수 있으나 정상 연소시의 상당 고도는 일반적으로 낮아 노즐 팽창비가 큰 엔진의 시험은 곤란하며 엔진 정지시 과도적으로 노즐부에 작용하는 큰 압력차에 의해 THIN-WALLED NOZZLE 스킨에 좌굴 등이 일어날 수 있고 저압하의 잔류응력 측정도 거의 불가능하다.

##### 다. 다단 STEAM EJECTOR 방식

이 방식은 다단 STEAM EJECTOR 및 GAS GENERATOR-EJECTOR를 사용하여 MIL-SPEC.에 규정된 31Km까지 모의(일본 항공우주기술연구소(NAL)의 고공시험설비(HATS) 참조)할 수 있다.

2단 EJECTION 시스템을 부착한 고공 성능시험 장치의 도달 진공도

구분		목표(이론계산)	실험결과	비고
저압실 압력	정상연소	15torr	9torr	고도 약 27Km
	착화	50torr	25-30torr	

대상 모터나 엔진의 제원에 크게 구애받지 않고 시험을 할 수 있어 FLEXIBLE하지만 고가이며 운전에도 상당한 인력이 소요된다. 영구적인 설비로서 현재 이용되고 있는 로켓 엔진 및 모터의 고공 성능시험에는 대부분 이 방식을 채택하고 있다.

##### 라. 혁신 시험설비 - 다단 로켓 엔진/모터 EJECTION 방식

액체산소, 에타놀(ETHANOL, ETHYL ALCOHOL)을 조합시킨 GAS GENERATOR-EJECTOR방식의 고공 연소시험 설비, 고체 로켓 모터-EJECTOR방식(고체 로켓 모터의 배기가스를 작동유체로 하는 초음속-초음속 EJECTOR)를 이용하여 시험대상 모터의 연소 종료시까지 유효한 진공도를 유지하는 고공 성능시험 설비등이 있다.

## 5. 시험장치 설계/해석

작동유체(물, 증기, 가스 등)가 고속으로 노즐에서 배출된 후 대기 SLOT를 통해 DUCT(3)로 유입한 SUCTION LIQUID와 접촉하여 작동유체 분류(JET)표면에서 모멘텀 교환과 마찰때문에 작동유체가 SUCTION LIQUID를 태운 상태에서 혼합실(MIXING CHAMBER)(4), 원추형 확산부(DIFFUSER)(5)까지 이동한다. 혼합실은 작동유체와 SUCTION LIQUID 사이에 모멘텀 교환이 일어나는 장소이며 원추형 확산부는 운동에너지를 위치에너지(POTENTIAL ENERGY)로 변환한다. 시험장치의 주요 파라미터는 작동유체 배출유량( $G_{mot}$ ), SUCTION LIQUID 배출유량( $G_s$ ) (시험장치 CAPACITY), 작동유체 압력( $P_{mot}$ ), 시험장치 상류측 SUCTION LIQUID 압력( $P_s$ ), 시험장치 하류측 혼합유체의 압력( $P_{mix}$ )등이 있다.

간이 고공성능 시험설비에서 시험 대상 모터는 작동유체를 배출하는 GAS GENERATOR를 겸하고 있기 때문에 시험장치와 모터를 분리해서 해석할 수 없으며 통상의 가스발생기와 달리 발생압력이 시간에 따라 변할 뿐만 아니라 START 초기 및 연소 말기에 IMPULSE가 발생하기 때문에 과도기 유동해석이 곤란하다.

### 가. 고공시험 설비의 중요한 기술적 요구조건

- 진공상태의 모사
- 측정의 정확도
- 안전(폭발, 환경, 독성가스 배출)
- 경제적 저렴성

### 나. 시험장치의 작동영역

- START 영역
- 정상작동 영역
- 작동종료 영역

### 다. 확산부 벽면과 기류의 상호작용

- 충격파의 위치
- 경계층과 충격파의 상호작용
- 가상충격파
- 아음속 영역

### 라. 시험에러의 발생과 저압실내 노즐 끝단 부근에서의 흐름

### 마. 확산부의 주요 지표

- $P_s/P_r$ ,  $P_s/P_r(P_r/P_s)$
- 정적 특성
- 동적 특성
- 초기압력
- BREAK-DOWN시 압력
- 작동 압력
- 질식상태의 최소 THROAT

바. 지상 시험장치에서 실제조건 모의시 발생 에러  
추력측정 에러  
열감도 및 하중 모의 에러  
압력 모의 에러

사. 고체추진제 로켓 모터용 시험장치의 특수성  
모의 고도  
얇고 강도가 약한 노즐  
입자가 포함된 흐름  
고발열량  
제어시스템(추력편향, 추력강도, 유동역류, OSCILLATION)  
가동 노즐  
CARBON/CARBON 복합재의 특수성  
작동영역의 시간변화

## 6. 기술적 과제

### 가. 착화후의 저압실 압력감소 속도

착화시 압력  
저압실 응적  
노즐 및 확산부의 크기  
노즐 및 확산부의 형상

### 나. 작동범위

저압실 배기 과정에서 2차 유량이 적은 경우에 확산부는 초음속 작동영역에 있지만 감압이나 일시적인 배압 상승이 일어나면 초음속 작동조건이 충족되지 않아 순간적으로 BREAK-DOWN이 발생하거나 저압실 압력이 100-150 torr 쪽으로 불안정한 변화가 발생한다. 또한 엔진 정지 직전의 BREAK-DOWN시 연소가스의 역류에 의한 충격이 크고, THIN-WALLED NOZZLE SKIRT가 파손될 우려가 있다.

### 다. 확산부 벽은

확산부내 연소가스의 압력은 수직충격파에 의해 단계적으로 회복되지 않고 엔진의 START에서 배출된 연소가스는 확산부 내벽까지 팽창한 후 여러개의 충격파를 형성, 아음속까지 압력이 회복되는 것으로 추정된다. 따라서 확산부 길이 방향의 온도, 유속분포등을 이론적으로 계산하는 것은 곤란하며 대상 설비의 사용조건에 가까운 실험 데이터에 의거 압력분포를 가정하고 이것을 토대로 온도, 유속분포 등을 추정한다. -끝-