

## 초음속 지상 추진 시험설비의 기본설계기법 연구

이양지\* · 차봉준\* · 양수석\* · 김형진\*\*

### Preliminary Design of Supersonic Ground Test Facility

Yang-Ji Lee\* · Bong-Jun Cha\* · Soo-Seok Yang\* · Hyung-Jin Kim\*\*

#### ABSTRACT

A supersonic ground test facility to develop Ramjet and SCRamjet(Supersonic Combustion Ramjet) engine should be able to simulate high altitude and high Mach number conditions including air total pressure, oxygen level and specific heat ratio at the combustion chamber entrance. The test facility also should simulate the effect of oblique shock wave caused by the flight vehicle. The test facility developed in this study is supersonic free-jet blow down type, which consists of high pressure air supply source(maximum pressure=32MPa), air heater(vitiation type), supersonic diffuser, ejector, and test chamber(nozzle exit dimension=200mm×200mm).

#### 초 록

램제트 및 스크램 제트 엔진의 개발을 위한 초음속 지상 추진 시험설비는 고고도, 고속 비행 조건을 모사하기 위해 고도 및 마하수에 따른 공기의 전압력과 전온도, 연소실 유입공기의 산소 농도 및 비열비 등의 조건을 구현할 수 있어야 한다. 그리고 비행체에서 발생하는 경사충격파의 영향을 모사할 수 있어야 한다. 본 연구에서 설계한 지상 추진 시험 설비는 초음속 자유 제트 불어내기 방식으로, 고압공기 공급원(최대 가압 압력 32MPa), 가열기(vitiation 타입), 초음속 디퓨저, 이젝터 및 시험부(노즐 출구=200mm×200mm)등으로 구성되어 있다.

Key Words: Supersonic(초음속), Free-jet(자유제트), Heater(가열기), Nozzle(노즐), Diffuser(디퓨저), Ejector(이젝터)

#### 1. 서 론

일본, 미국, 러시아 등 항공우주 기술선진국에서는 1970년부터 초음속/극초음속 실험을 위한 시험설비를 대량으로 보유하여 차세대 고속 추진기관의 개발을 위한 실험을 추진 중이다. 그러

† 2003년 9월 22일 접수 ~ 2003년 11월 19일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹

\*\* 정회원, 일본 동북대학교 기계공학과  
연락처, E-mail: mars336@kari.re.kr

나 현재 국내의 초음속 시험장치는 설치 및 유지에 드는 고가의 비용으로 인하여 소규모 시험장치로의 실험만 수행되고 있는 실정이다. 이를 극복하기 위하여 일본 및 러시아에서 사용되는 시험장치의 특색을 파악하고 이를 통하여 선진 시험장치의 설계 기술을 습득하고 장치를 구축해야 한다. 현재 항공우주연구원에서 구축하고자 하는 초음속 시험장치는 램제트 엔진의 개발을 위한 초음속/극초음속 지상 추진 시험설비로 일반 공력 풍동과는 달리 시험 조건의 비행 고도 및 마하수에 따른 공기의 전압력, 전온도를 모사해야 하며, 또한 연소실 유입 공기의 산소 농도, 비열비 등의 조건을 만족해야 한다. 성능 시험장치는 불어내기(blow down) 식으로 고압공기공급원을 통하여 고압의 공기를 불어내어 노즐을 통해 고속으로 시험부로 흘러주는 방식이다. 시험부는 자유 제트(free-jet) 형식으로 시험엔진을 노즐로부터 배출되는 제트 유동 내부에 잠기도록 함으로써 엔진과 공기 흡입구를 하나의 단위로 시험할 수 있도록 하여 시험엔진의 공기흡입구와 연소실의 상호 작용 및 공기흡입구의 시동/불시동의 영향을 평가할 수 있으며 또한 공기 흡입구 전방의 유동 조건을 보다 실제 조건에 가깝게 모사할 수 있다.

본 논문에서는 항공우주연구원이 구축 및 설계하고 있는 초음속/극초음속 지상추진 시험설비에 대해 추진하고 있는 연구의 일부로서 시험설비의 주요 구성품에 대한 기본 설계 방법을 기술하였다.

## 2. 작동 범위 설정

Fig. 1은 본 시험 설비에서 모사한 비행 영역을 나타내고 있다. 비행 영역은 고도 0km, 마하수 2에서 고도 25km, 마하수 5의 넓은 영역에 걸쳐 있다. A에서 D까지의 경계선은 통상적인

램제트 엔진의 작동 영역을 나타낸 것이며 D에서 C의 경계선은 전온도 제한 조건에 따라 결정되었으며 C에서 B는 엔진에 미치는 구조적인 한계를 고려하여 결정하였다. 세로로 그어지는 등온선도 및 사선으로 표시되는 등압력선도는 각 고도 및 마하수에 따라 요구되는 전온도 및 전압력선을 나타낸다. 그리고, 타원형태로 표시된 유량 선도는 시험부 노즐 출구 크기가  $200 \times 200$  mm일 때 시험부를 통과하는 공기 유량을 나타낸다. 공기 유량은 최소 2kg/s에서 최대 50kg/s까지 넓은 범위에서 변화함을 알 수 있다. 본 연구에서는 고압 시험 설비의 사양을 이용하여 비행 영역상의 A, B, C, D 네 개의 기준점의 유동 조건을 모사하며, 동시에 충분한 시험시간을 확보할 수 있는지 여부를 살펴보았다.

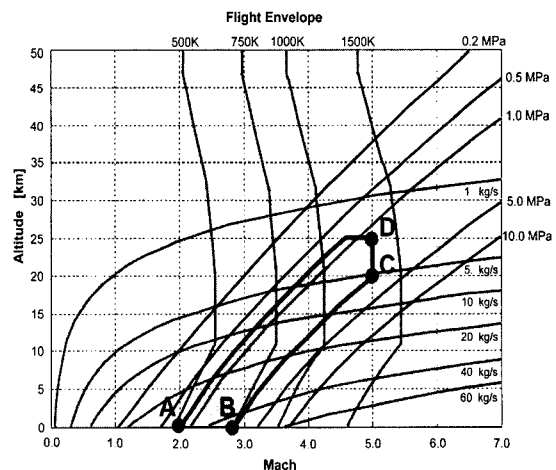


Fig. 1 램제트의 비행 영역

고압 시험 설비를 이용하여 Fig. 1의 비행 영역의 유동 조건을 모사하며 확보할 수 있는 시험시간을 예측하기 위해 다음과 같은 과정으로 계산을 수행하였다.

1) 주어진 비행영역의 마하수와 고도에 따른 표준대기 정압에 따라서 시험부의 전압력을 계산한다.

$$P_t = P_s \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

2) 공급 공기 유량 계산

공기 유량계산은 다음과 같다.

$$\dot{m} = \rho U A = \left(\frac{\gamma}{RT_i}\right)^{1/2} P_t A^* \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}} \quad (2)$$

3) 작동시간은 공기 유량과 공기 탱크의 초기, 최종 압력에 의해 계산된다. 탱크의 최종압력은 배관과 압력조절기의 손실을 고려하여 시험 전 압력의 1.5배로 선택하였다. 최종 시험시간은 계산된 시험시간의 1/3은 시동시간, 1/3은 비상시에 대비한 예비시간으로 설정하였고 나머지 1/3을 시험시간으로 선택하였다.

$$t = \frac{P_i}{\dot{m} RT_i} V \left(1 - \left(\frac{P_f}{P_i}\right)^{1/\gamma}\right) \quad (3)$$

( $P_i$ : 탱크 최고 압력,  $P_f$ : 탱크 최소 압력,  
 $T_i$ : 초기온도,  $V$ : 고압 공기 공급원 부피 )

Table 1은 고압 공기 공급원 부피 40m<sup>3</sup>, 가압 압력 32MPa, 시험부 노즐 출구 면적 200×200mm<sup>2</sup>일 때, 비행 영역 상의 네 개의 기준점에서 계산된 결과를 나타낸다.

Table 1. 시험 가능 시간 계산 결과

설계점	마하수	고도[km]	유량[kg/s]	시험시간[sec]	
				이젝터 정지	이젝터 구동
A	2	0	33.35	139	139
B	2.83	0	47.19	85	85
C	5	20	5.20	773	78
D	5	25	2.36	1895	92

네 개의 기준점에서 C와 D의 고고도 고마하수

조건에서는 비행 시험 조건을 모사하기 위해서 이젝터 구동이 필요하다. 이젝터 역시 시험부와 동일한 고압 공기 공급원을 사용하므로 시험 가능시간이 줄어들 것으로 예상되었으나 작동시간을 계산해본 결과(이젝터 유량 : 45.6kg/s) 최소 예상 시간이 78초이므로 일반적인 램제트 및 스크램제트 엔진의 시험시간인 30~60초를 충분히 상회하였다. 이러한 계산 결과로부터 고압 용기의 용량 40m<sup>3</sup>, 초기 압력 32MPa일 때 모든 비행 영역의 시험조건을 만족하는 동시에 충분한 시험 시간을 확보할 수 있음을 알 수 있다.

### 3. 성능 시험기의 주요 구성품

#### 3.1 고압공기 공급원

고압공기 공급원은 공기를 압축하여 저장탱크에 저장한 후 시험 시에 이를 공급하도록 되어 있다. 고압공기 공급원은 공기를 압축시키는 고압 압축기와 압축된 공기를 저장하였다가 시험부로 공급해주는 작동공기 서브시스템(Working Air Subsystem)으로 구성하였으며 Fig. 2에 도식화하였다.

#### 3.1.1 작동공기 서브시스템의 구성

고압 공기를 저장하고 시험부로 공급해 주는 작동공기 서브시스템은 Table 2와 같은 12개의 구성 요소들로 이루어졌다.

#### 3.1.2 고압공기 공급장치 작동과정

작동공기 서브시스템 압력 충전과정은 다음과 같다.

##### 가. 고압공기 탱크 초기 압력 설정

- ① 밸브 BH306 : 차단
- ② 저장 탱크 BH305의 제어 밸브 : 개방
- ③ 마노미터(MH3)와 압력 트랜스듀서(PT3)를 확인하면서 압력이 시험 요구 값을 넘지 않으면 압력 충진을 시작한다.

Table 2. 작동공기 서브시스템 구성요소 사양

구성요소	기호	사양
Shut-Off valve	BH316	d=20mm, Pmax=40MPa
Check valve	KO301	d=20mm, Pmax=32MPa
Discharge valve	BH318	d=50mm, Pmax=40MPa
High pressure air bottles		35 MPa, 40m <sup>3</sup>
Drainage valve	BH309, BH311, BH312, BH334	d=10mm, Pmax=40MPa
Flow valve	BH323	d=50mm, Pmax=40MPa
Collector control valve	BH301, BH302	d=4mm, Pmax=40MPa
Manometer of collector control	MH3	Pmax=40MPa
Sensor of collector control	PT3	pressure transducer, Pmax=40MPa
Control valves of bottles	BH303, BH304, BH305, BH306	d=4mm, Pmax=40MPa
Control manometers of bottles	MH1, MH2	Pmax=40MPa
Control sensors of bottles	PT1, PT2	pressure transducer, Pmax=40MPa

나. 고압 공기 탱크 압력 충전

- ① 피팅 밸브 BH316 : 차단
- ② 밸브 BH306 : 차단
- ③ 탱크 BH305의 제어 밸브 : 개방
- ④ 드레인 밸브 BH309 : 개방
- ⑤ 드레인 밸브 BH311, BH312, BH334 : 차단
- ⑥ 밸브 BH302 : 차단
- ⑦ 콜렉터 BH301의 제어 밸브: 개방
- ⑧ 유량 밸브 BH323 : 차단
- ⑨ 피팅-유량 밸브 BH318 : 개방
- ⑩ 고압 공기 탱크의 압력이 콜렉터 dy80과 같도록 압력을 조절한다.
- ⑪ 피팅 밸브 BH316 : 개방
- ⑫ 피팅 제어 밸브BH329 : 개방
- ⑬ 밸브 BH330 : 차단
- ⑭ 압축기를 작동시킨다.
- ⑮ 마노미터와 압력 트랜스듀서를 확인하면서 원하는 압력에 도달할 때까지 공기를 충전한다.
- ⑯ 피팅 밸브 BH316 : 차단
- ⑰ 압축기를 정지시킨다.

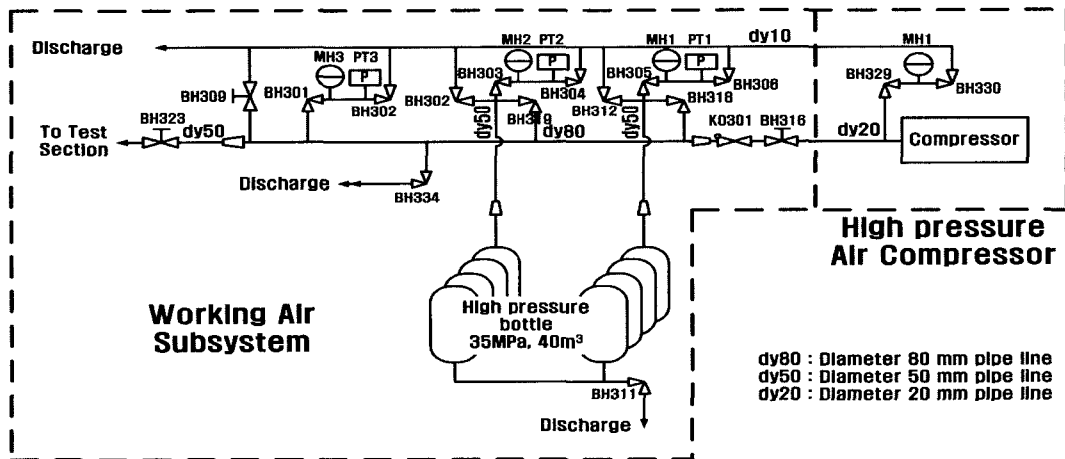


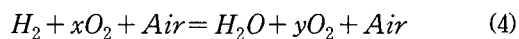
Fig. 2 작동공기 서브시스템 구성도

### 3.2 고압공기 가열 시스템

가열기는 고압 시험 설비에서 범용으로 사용되는 요소부품의 하나로서 고온, 고압의 대기조건을 맞추어 초음속 풍동의 공력시험, 램제트 엔진과 같은 연소 성능시험에도 적용된다. 본 램제트 성능 시험장치의 가열기로는 Vitiation Air Heater(VAH) 타입으로 고압 연소기에서 연료, 공기, 산소의 혼합기체를 연소시켜 정확한 전온도와 산소 보유량을 갖는 시험유동을 생성하여 전기 가열보다 에너지 입력이 크다는 장점이 있다. 그러나 연소 생성물인 이산화탄소, 일산화탄소, 물 등으로 인해 테스트 챔버로 유입되는 공기가 오염된다는 단점도 있다.

가열기의 연료는 수소로 선정하였다. 공기의 가열을 위한 VAH에서의 연소는 공기 중의 산소의 양을 감소시킨다. 따라서, VAH의 성능실험을 수행하기 위해서는 이러한 산소의 감소분을 보충하기 위한 적당한 산소가 필요하다. 이때 보충되는 산소를 보충 산소(Make-up Oxygen)이라 하며 이 양의 계산은 연소생성물의 산소의 물분율과 대기 중의 산소의 물분율(0.2095)이 같다고 가정하여 구할 수 있다.

VAH에서의 연소반응은



와 같이 표현되며 여기서 x는 보충 산소의 몰수이고, y는 연소생성물 속의 산소의 몰수이다. 여기서 VAH로 들어가는 공기중의 산소는 이미 적당한 물분율을 가지고 있으므로 결국 보충 산소의 계산은 연료에만 의존하게 된다. 공기를 제외한 연소생성물 속의 산소 물분율 0.2095를 얻기 위해서 다음 식이 만족되어야만 한다.

$$0.2095 = \frac{y}{(1+y)} \quad (5)$$

이 식은 수소-공기 VAH에 대하여  $y=0.265$ 의 값이 된다.

x를 결정하기 위한 산소 평형을 고려하면,

$$2x = 1 + 2y = 1.53 \quad (6)$$

따라서,  $x=0.7650$ 이 된다.

이를 질량비로 변환하면,

$$\left( \frac{0.765 \text{ kmole } O_2}{1 \text{ kmole } H_2} \right) \left( \frac{31.9988 \text{ kg } O_2 / \text{ kmole } O_2}{2.016 \text{ kg } H_2 / \text{ kmole } H_2} \right) = 12.42 \frac{\text{kg } O_2}{\text{kg } H_2} \quad (7)$$

보충 산소는 어느 지점에서도 혼합될 수 있으나, 보통 혼합효과를 높이고 가열기의 효율을 올려 작동범위를 넓힐 수 있도록 VAH의 상류에 유입되는 것이 좋다.

상기 보충 산소 계산을 고려하여 다음과 같이 화학평형 코드를 이용한 마하 5, 고도 25km에서의 VAH 성능계산을 수행하였다. 위 조건에서 전압력은 1.33 MPa이고, 전온도는 1330K이며 공기의 질량유량은 2.36 kg/s이다. 공기, 산소, 수소의 3가지 반응기체에 대하여 시험에 필요한 공기 질량유량은 2.36 kg/s으로 고정하고 요구되는 전압력과 전온도를 만족하도록 몇 번의 반복계산을 통하여 산소유량 0.37 kg/s, 수소유량 0.03 kg/s을 얻었으며 이에 대한 계산결과 전압력 1.33 MPa, 전온도 1393K를 얻을 수 있었다. 전온도는 에너지 손실 및 연소효율을 고려하여 시험 전온도보다 4% 높은 값으로 구하였다. 산소유량과 수소유량은 보충 산소 질량비 12.42를 적용하였고 그 결과 연소생성물의 산소비는 20.94%를 얻을 수 있었다. 상세한 계산 결과는 다음과 같다.

Table 3. VAH 반응기체 입력값

	Reactant	Weight fraction	Energy (kJ/kgmol)	Temp(K)
Oxidant	Air	0.864	-125.53	298.15
Oxidant	O2	0.136	0.00	298.15
Fuel	H2	1.000	0.00	298.15

Table 4. CEA 코드를 이용한 VAH 계산결과

P(MPa)	1.33	Cp(kJ/kgK)	1.3439
T(K)	1392.95	gamma	1.2911
Density (kg/m <sup>3</sup> )	3.1511	M(kg/kmol)	27.44

Table 5. VAH 연소 생성물 물분율

생성물	물분율(%)
N2	63.174
O2	20.936
H2O	15.040

3.3 시험부

Fig. 3는 자유제트 시험설비의 일반적인 구성이다. 자유제트 형식은 고체벽면(solid wall)에 비하여 시험 모델에 의한 질식 가능성이 낮으며, 시동을 위한 과압력 부하가 줄어든다. 시험실은 외부 대기와 차단된 내압 밀폐 시스템이어야 하며 안전을 위해 벤트(vent) 시스템을 갖추어야 한다. 또한 시험부 챔버는 실린더 형태로 설계하며 내부 작업의 용이성을 위하여 크기를 직경은 약 3m, 길이는 5m 이상으로 제작한다. 시험실에 장착되는 노즐은 2차원 노즐로 출구 면적 200×200mm이며 마하수에 따라 노즐을 교체하여 사용하는 형식을 취한다.

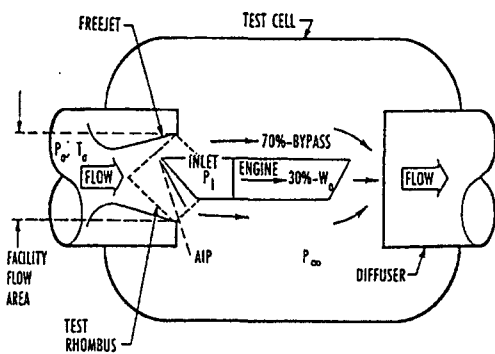


Fig. 3 자유 제트 설비 시험부

Fig. 3에서 시험부는 노즐 출구에서 마하수가 일

정한 영역으로서 시험 엔진의 공기흡입구를 위치시킴으로써 적절한 AIP(Aerodynamic Interface Plane)조건을 만족시킬 수 있는 영역을 나타낸다. 시험부의 형상은 마하수에 의존하며 마하수가 낮을수록 유동 흐름방향으로 압축된다. 자유제트 방식 설비는 설비의 시동 문제로 인하여 시험엔진의 단면적과 노즐 출구 면적의 비로 정의되는 폐색률이 30% 이하로 제한된다. 따라서 엔진 내부로 흘러 들어갈 수 있는 유량은 전체 노즐 유량의 30%를 넘을 수 없으며 나머지 70% 이상의 유량은 엔진을 바이패스해서 디퓨저로 유입된다. 그리하여 시험부 내에서 설치될 수 있는 시험엔진의 크기는 노즐 출구 면적의 30% 이하로 제한되어 최대 시험 엔진 크기는 100×100mm<sup>2</sup>이 된다. 시험부 기본 설계 결과를 Table 6에 정리하였다.

Table 6. 시험부 기본 설계

시험부 형식	자유제트(Freejet)
시험부 챔버 직경	3m
시험부 챔버 길이	5m
최대 시험 모델 크기	100×100mm <sup>2</sup>

3.4 디퓨저

설비의 시동 및 운전에 필요한 노즐 전압력과 디퓨저 출구 압력의 최소비인 시동압력비는 디퓨저의 설계에 있어서 매우 중요한 요소이다. 고체벽면 방식의 일반 풍동에서는 시동압력비를 시험부 내의 수직충격과 전후의 전압력 회복률의 역수로 생각할 수 있다. 즉 유동이 수직충격과 손실을 이겨내고 흐름 만큼의 압력비만 시험부 전후에 걸어주면 설비의 시동이 가능하다는 것을 의미한다. 그러나 자유 제트 설비의 시험부 내에서의 전압력 손실은 충격과 손실이외에도 점성에 의한 손실이 큰 부분을 차지하며, 그 크기는 충격과에 의한 손실과 같거나 더 큰 것으로 알려져 있다. 따라서, 자유 제트 설비에서는 전압력 회복률이 더 나빠지게 되는데, 그 시동 특성에 대해서는 별로 보고된 바가 없다. 그 이

유는 자유 제트에서는 폐색률이 최대 30%인 상대적으로 큰 모델들이 시험되며 시동 특성이 시험 모델의 공력적 특성에 크게 의존하기 때문이다. 시동성이 좋지 않으면 높은 시동압력비가 요구되기 때문에 설비의 구축비용이 크게 증가하게 된다.

일반적으로 점성 효과에 의한 전압력 손실을 모두 고려한 전압력 회복율은 Fig. 4에서 볼 수 있듯이 수직 충격파에 의한 전압력 회복율에 0.2~0.5사이의 설비 효율을 곱하여 사용한다. 설비의 효율은 저마하수에서의 0.5 전후이며 마하수가 증가함에 따라 0.2까지 저하됨을 알 수 있다. 이는 시험적으로 얻은 시험 설비들의 시동 압력비를 통해 얻은 수치로서 설비마다 다르며 시험 모델이 바뀌에 따라 또 달라진다. 기본 설계 단계인 본 연구에서는 설비의 효율값으로 0.3을 사용하였다.

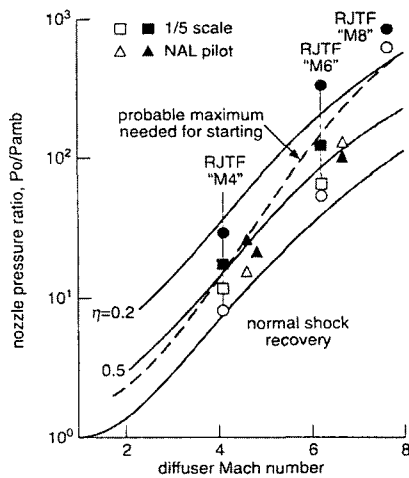


Fig. 4 디퓨저 마하수에 따른 시동 압력비

디퓨저는 Fig. 3에서 볼 수 있듯이 노즐 출구에서 배출되어 시험 엔진 내부를 지나거나 또는 외부로 바이패스한 제트 유동을 초음속 상태로 포획한다. 디퓨저 입구 단면적이 너무 작으면 노즐 출구 제트유동을 모두 포획할 수 없으며, 너무 크면 디퓨저 내부를 제트 유동이 모두 채우

지 못하게 된다. 디퓨저 입구 단면적은 노즐 출구면적의 두 배로 선정하였다. 이 경우 노즐 출구에서 마하수 5였던 제트 유동은 단열 팽창한다면 디퓨저 입구에서 마하수 5.9까지 팽창하게 된다.

디퓨저가 직선 덕트형이고, 마하수 5.9의 유동이 수직충격파를 통해 아음속 유동이 된다면, 이때 수직 충격파 전후의 전압력 회복율은 0.0315이다. 이 값에 설비 효율 0.3을 곱하면 시동 압력비는  $1/(0.3 \times 0.0315) \approx 107$ 이 요구된다. 이는 시험부 전방의 전압력이 1.33MPa이라면 디퓨저 출구의 전압력이 약  $1.33\text{MPa}/107 = 12.5\text{kPa}$  이 하여야 설비의 시동이 가능함을 의미한다. 대기압력은 약 101kPa이므로 디퓨저 출구 압력을 101kPa에서 12.5kPa로 낮추기 위해서는 디퓨저 출구에 이젝터를 구동하여야 한다. 이젝터의 기본 설계 결과 및 흡입 성능은 3.5장에 제시되어 있다.

디퓨저의 설계 결과를 정리하면 Table 7과 같다.

Table 7. 디퓨저 설계사양

디퓨저 형상	직선 덕트형
디퓨저 직경	320mm
최대 시동압력비 (마하 5.9, 고도 25km)	107
디퓨저 출구 전압력 (마하 5.9, 고도 25km)	12.5kPa

### 3.5 배기 이젝터

이젝터는 각종 고압 시험설비의 시동 압력비를 맞추거나 또는 고고도 조건을 모사하기 위해 요구되는 디퓨저 출구 압력이 대기압보다 낮은 경우 디퓨저 출구 압력을 요구압력으로 낮추는 기능을 수행한다.<sup>(5)</sup> 따라서 이젝터의 기능은 고고도 조건을 구현하기 위한 것으로 해석할 수 있다.

본 연구에서는 고압 공기 공급계통을 이용하는 공기 이젝터 배기 시스템을 적용하였다. 공기 이젝터의 기본 설계를 위해 일본 NAL에서 시험부 노즐 출구  $100 \times 100\text{mm}^2$ 급에 대하여 최적 설계

한 공기 이젝터의 사양을 참조하였다. 본 설비에  
서 사용될 이젝터는 시험부 노즐 출구 면적이  
 $200 \times 200 \text{mm}^2$ 인 자유제트 불어내기식 시험설비를  
기준으로 기본 설계를 수행하였다. 이젝터 구동  
노즐의 목과 출구 직경은 일본 NAL의 이젝터  
구동 노즐의 직경의 두배로 정하였고, 구동 전압  
력은 동일하게 하였다. 결과를 Table 8에 정리하  
였다.

Table 8. 이젝터 설계사양

이젝터 구동 노즐 목 직경	100mm
구동 노즐 출구 직경	360mm
이젝터 구동 전압력	3 MPa (가변)
이젝터 공기 유량	45.6 kg/s (가변)

### 3.5.1 이젝터 형상

디퓨저 하류단과 이젝터 노즐부를 수납하는  
부분은, 고온 배기가스를 동반하는 연소 시험 설  
비로서의 기능을 수행하기 위해 4.6m로 연장하  
였다. 연소시험 설비로 기능하기 위해서는 그 사  
이에 냉각용 물분사부를 설치하고, 이젝터를 냉  
각하는 것과 함께 그 증발 배합을 하기 위한 거  
리를 확보한다. 이젝터 노즐을 수납하는 노즐부  
의 내경은 이젝터 노즐출구 외경의 2.2배인 790  
mm로 하고, 그 평행부는 노즐출구직경의 1.45배  
로부터 460mm, 노즐과 중첩되는 부분의 길이는  
노즐출구직경의 0.45배의 추천값을 채용해서 160  
mm로 했다.

참고문헌에 따라, 흡입 성능 향상을 꾀하기 위  
해 직경 790mm의 노즐부로부터 직경 610mm의 제  
2의 목 사이에 길이 1000mm, 수축각  $6^\circ$ 의 슈라  
우드를 장치하였다. 이젝터의 제트가 배합하는 데  
필요한 제2의 목 부분의 길이는 목 부분 길이  
대 직경비 9를 적용하여 여기에서는 3.4m로 하

였다. 그 하류의 아음속 디퓨저부는  $5^\circ$ 로 하고  
박리를 억제했다. 제2의 목에서 아음 속까지 감  
속한 흐름은 3.6m의 디퓨저부에서 압력을 회복  
하고, 1.226m 지름의 출구로부터 배출된다.

Fig. 5의 아래 부분에는 이젝터 노즐부를 제시  
한다. 노즐부에 공급되는 공기는 세 방향으로부  
터 내경 160mm의 배관을 통해 공급된다. 초음속  
부의 넓이각은  $15^\circ$ 로, 이젝터 제트는 마하 4.2  
까지 가속된다. 거기에서의 정압은 노즐 전압력  
의 0.0049배, 이젝터 구동압이 3MPa 때에는  
15kPa가 된다. 제2의 목에서의 대표 마하수는  
5.5, 정압력은 전압력의 0.001배가 된다. 정온도  
는 42K까지 저하하고, 일부 공기액화가 생기는  
영역에 들어가 있다.

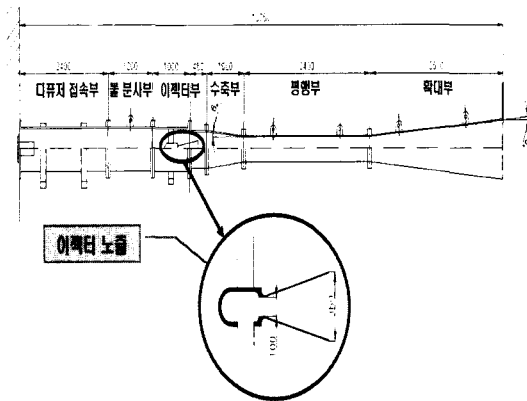


Fig. 5 이젝터 배기 시스템 기본 설계 형상

### 3.5.2 이젝터 성능

Fig. 6은 이젝터 성능선도로 본 연구에서 설계  
기준으로 이용한 일본 NAL의 노즐 출구  
 $100 \times 100 \text{mm}^2$ 급 설비용 이젝터에 대하여 노즐 유  
량( $m_s$ : secondary mass flow rate)에 따른 이젝  
터의 흡입 성능( $P_{ej}$ : ejector suction Pressure)을  
나타내고 있다.



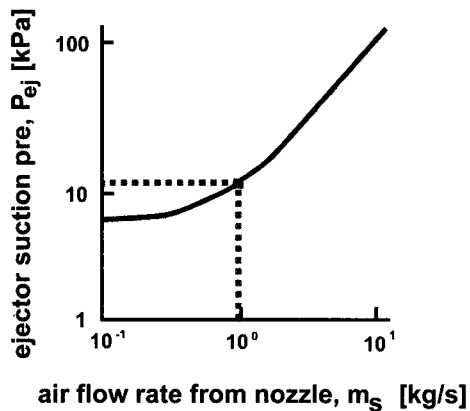


Fig. 6 노즐 100x100mm<sup>2</sup>급 설비용 이젝터 성능선도

마하 5, 고도 25km의 계산 조건에 대해 노즐 유량은 2.36kg/s이며 디퓨저 출구에서 요구되는 흡입 압력은 12.5kPa이다. 시험엔진에서 배출되는 고온의 배기가스를 냉각하기 위해 분사하는 냉각수의 양을 감안하여 노즐 유량의 2배에 해당하는 질량 유량이 이젝터에 2차 유동으로서 흘러간다고 가정하면 이 유량은 4.72kg/s이 된다. 본 연구의 노즐 출구 면적은 200×200mm<sup>2</sup>급이므로 본 설비에서의 노즐 유량 4.72kg/s는 100×100mm<sup>2</sup>급설비에서는  $4.72/2^2=1.2$ kg/s이다. 성능 선도에서 노즐 유량 1.2kg/s에 대한 이젝터의 흡입 성능은 약 10kPa이다. 따라서 본 설비의 이젝터는 노즐 유량 4.72kg/s에 대하여 10kPa의 흡입 성능을 갖는다고 말할 수 있다. 이 값은 요구되는 노즐 유량 12.5kPa의 흡입 압력보다 작으므로 이 계산 조건에서 설비의 시동이 가능하다고 예상할 수 있다. 이 경우에 이젝터로 공급 되어야 하는 유량은 약 45.6kg/s로 이 값은 NAL의 이젝터 공급 유량 11.4kg/s를 4배 값이다.

#### 4. 결 론

초음속 지상 추진 시험설비는 고압공기 공급

원, 고압공기 가열시스템, 시험부, 초음속 디퓨저, 배기 이젝터로 구성된다. 각 구성 요소별 기본 설계 결과를 정리하면 다음과 같다.

Table 9. 시험장치 기본 설계 결과

고압공기 공급원	가압 압력	32MPa
	체 적	40m <sup>3</sup>
가열기	형 식	VAH
	최고 전온도	1440K
시험부	형 식	자유제트
	노즐 면적	200×200mm <sup>2</sup>
디퓨저	최고 시동압력비	107
	디퓨저 직경	320mm
이젝터	형 식	공기 이젝터
	공급 유량	45.6kg/s

고압공기 공급원의 체적은 40m<sup>3</sup>, 최고 가압 압력 32MPa로 시험장치의 작동범위 마하 2~5, 고도 0~25km에서 작동시간 100초를 상회하였음을 확인하였다. 고압공기 가열시스템은 vitiation 타입으로 연료로는 수소를 사용하며 전 온도 약 1400K를 모사한다. 이때 연소로 인한 공기 중 산소의 감소분을 보충하기 위하여 보충 산소 0.37kg/s를 투입한다. 또한 시험부는 자유제트 방식으로 고체벽면 방식에 비하여 시험모델에 의한 질식 가능성이 낮으며, 장치 시동을 위한 과압력 부과가 감소되며, 연소실험에서 발생할 수 있는 광학창의 가열문제를 완화할 수 있다는 장점이 있다. 반면 테스트 모델 내부로 흡입될 수 있는 공기가 제한되어 있기 때문에 시험부에 설치될 수 있는 모델의 크기가 30%로 제한된다는 단점이 있다. 초음속 디퓨저는 직선덕트형으로 성능 시험기의 마하수별 시동 압력비를 계산한 결과 설계점 마하 5, 고도 25km일 때, 최대 시동 압력비 107이 도출되었다. 이 경우 시험부 후방에서 모사해야 하는 압력은 12.5kPa로 이를 구현하기 위하여 디퓨저 후방에 이젝터를 설치하여 후방의 압력을 강하시킨다. 이젝터는 NAL의 시험부 노즐 출구 면적

100×100mm인 시험장치의 이젝터의 사양을 참조하여 기본 설계를 수행하였다.

#### 참 고 문 헌

1. Tohru Mitani. Lectures on Ramjet System and Evaluation, NAL, 2002
2. AGARD (Advisory Group for Aerospace Research & Development), AR-323, P. 52
3. A. Pope, K. Goin. High-Speed Wind Tunnel Testing, New York, J.Wiley & Sons, Inc., 1965
4. CEA 400, Computer Program for Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application
5. TR-1347, Technical Report of National Aerospace Laboratory, JAPAN
6. Technical Report of National Aerospace Laboratory, TR-566, 1979, JAPAN
7. Technical Report of National Aerospace Laboratory, TM-313, 1976, JAPAN
8. Technical Report of National Aerospace Laboratory, TR-493, 1977, JAPAN