

초음속 지상 추진 시험설비의 기본설계

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 blowdown 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(Supersonic free-jet blowdown)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 실

* 한국항공우주연구원 항공추진그룹
** 일본 동북대학교 기계공학과

험을 위한 시험설비를 대량으로 보유하여 차세대 고속 추진기관의 개발을 위한 실험을 추진 중이다. 그러나 현재 국내의 초음속 시험설비는 설치 및 유지에 드는 고가의 비용으로 인하여 소규모 시험설비로의 실험만 수행되고 있는 실정이다. 이를 극복하기 위해 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 지상추진 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(blowdown) 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 단위로서 시험할 수 있도록 하여 시험엔진의 공기흡입구와 연소실의 상호 작용 및 공기흡입구의 시동/불시동의 영향을 평가할 수 있으며 또한 공기흡입구 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

그림 1은 본 시험 설비에서 모사한 비행 영역을 나타내고 있다. 비행 영역은 마하 2, 고도 0 km에서 마하 5, 고도 25km의 넓은 영역에 걸쳐 있다. 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 200×200mm일 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 기준 점의 유동 조건을 모사하며, 동시에 충분한 시험시간을 확보할 수 있는지 여부를 살펴 보았다.

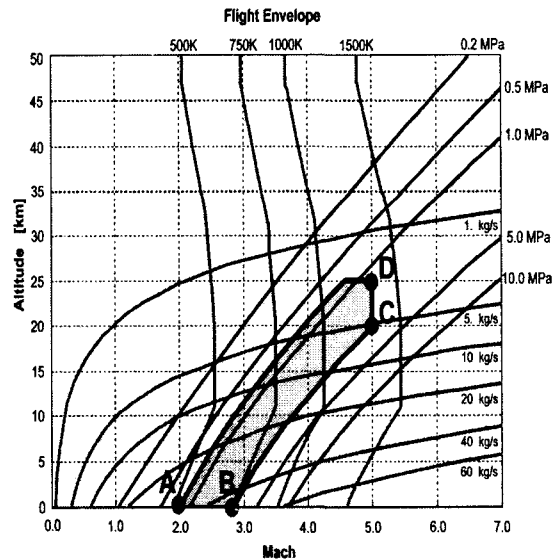


그림 1. 램제트 엔진의 비행 영역

그림 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 계산은 다음과 같다.

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

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)

표 1은 고압 공기 공급원 부피 40m³, 가압 압력 32MPa, 시험부 노즐 출구 면적 200×200mm²일 때, 비행 영역 상의 네 개의 기준점에서 계산된 결과를 나타낸다.

표 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

기준점 중에서 C와 D의 고고도 고마하수 조건에서는 비행 시험 조건을 모사하기 위해서 이젝터 구동이 필요하나 이 경우에도 최소 예상 시간이 78초이므로 일반적인 초음속 추진기관의 시험시간인 30~60초를 충분히 상회하였다. 계산 결과로부터 고압 용기의 용량 40m³, 초기 압력 32MPa일 때 모든 비행 영역의 시험조건을 만족하는 동시에 충분한 시험 시간을 확보할 수 있음을 확인하였다.

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 서브시스템으로 구성되며 그림 2에 도식화하였다.

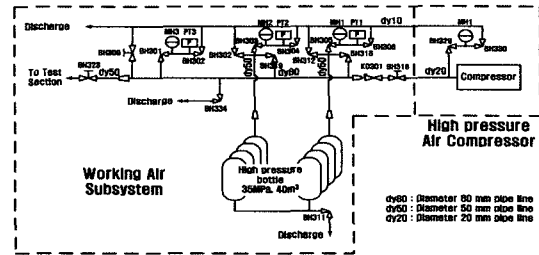


그림 2. 작동공기 서브시스템 구성도

작동공기 서브시스템은 표2와 같은 12개의 구성 요소들로 이루어졌다.

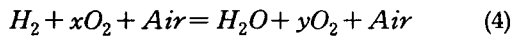
표 2. 작동공기 서브시스템 구성요소 사양

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

3.2 고압공기 가열 시스템

가열기는 고압 시험 설비에서 범용으로 사용되는 요소로 고온, 고압의 대기조건을 맞추어 초음속 풍동의 공력시험, 연소 성능시험에 적용된다. 본 램젯 성능 시험장치의 가열기는 VAH(Vitiation air heater) 타입으로 고압 연소기에서 연료, 공기, 산소의 혼합기체를 연소시켜 정확한 전온도와 산소 보유량을 갖는 시험유동을 생성하며, 에너지 입력이 크다는 장점이 있다. 그러나 연소 생성물인 이산화탄소, 일산화탄소, 물 등으로 인해 시험부로 유입되는 공기가 오염되는 단점도 있다.⁽¹⁾

가열기의 연료는 수소로 정하였다. VAH에서의 연소는 공기 중의 산소의 양을 감소시키므로 산소의 감소분을 보충하기 위한 산소가 필요하다. 이때 보충되는 산소를 보충 산소(Make-up Oxygen)⁽²⁾이라 하며 이는 연소생성물의 산소 물분율과 대기 중의 산소 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 공기 중의 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.

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

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,

$$\left(\frac{0.765 \text{ kmole } O_2}{1 \text{ kmole } H_2} \right) \left(\frac{31.998 \text{ kg } O_2 / \text{ kmole } O_2}{2.016 \text{ kg } H_2 / \text{ kmole } H_2} \right) \quad (7)$$

$$= 12.42 \frac{\text{kg } O_2}{\text{kg } H_2}$$

상기 보충 산소 계산을 고려하여 다음과 같이 화학평형 코드⁽³⁾를 이용한 마하 5, 고도 25km에서의 VAH 성능계산을 수행하였다. 위 조건에서 전압력은 1.33MPa이고, 전온도는 1330K이며 공기의 질량유량은 2.36kg/s이다. 공기, 산소, 수소의 3가지 반응기체에 대하여 시험에 필요한 공기 질량유량은 2.36kg/s으로 고정하고 요구되는 전압력과 전온도를 만족하도록 반복계산을 통하여 산소유량 0.37kg/s, 수소유량 0.03kg/s을 얻었으며 결과적으로 전압력 1.33MPa, 전온도 1393K를 출력하였다. 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. 계산 결과를 표 3에 정리하였다.

표 3. CEA 코드를 이용한 VAH 계산결과

P(MPa)	1.33	C _p (kJ/kgK)	1.3439
T(K)	1392.95	gamma	1.2911
Density(kg/m ³)	3.1511	M(kg/kmol)	27.44

3.3 시험부

그림 3은 자유젯 시험설비의 일반적인 구성이다. 시험부는 자유젯 형식으로 고체벽면(solid wall)에 비하여 시험 모델에 의한 질식 가능성이 낮으며, 시동을 위한 과압력 부과가 줄어든다.⁽⁴⁾ 시험부는 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 직경 약 3m, 길이 5m 이상으로 제작한

다.

그림 3에서 시험부는 노즐 출구에서 마하수가 일정한 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. 자유 제트 방식 설비는 설비의 시동 문제로 인하여 시험엔진의 단면적과 노즐 출구 면적의 비로 정의되는 폐색률이 30% 이하로 제한된다.⁽¹⁾

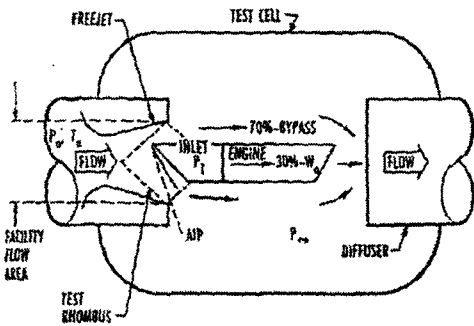


그림 3. 자유 제트 설비 시험부

따라서 엔진 내부로 유입될 수 있는 유량은 전체 노즐 유량의 30%를 넘을 수 없으며 나머지 70%의 유량은 엔진을 바이패스해서 디퓨저로 유입된다. 이로 인해 설치될 수 있는 시험엔진의 크기는 노즐 출구 면적의 30% 이하로 제한되므로 최대 시험 엔진 크기는 $100 \times 100 \text{mm}^2$ 이 된다.

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 수직충격파 전후의 전압력 회복률의 역수로 생각할 수 있다.⁽⁴⁾ 즉 유동이 수직충격파 손실을 이겨내고 흐름 만큼의 압력비만 시험부 전후에 걸어주면 설비의 시동이 가능하다는 것을 의미한다. 그러나 자유 제트 설비의 시

험부 내에서의 전압력 손실은 충격파 손실이외에도 점성에 의한 손실이 큰 부분을 차지하며, 그 크기는 충격파에 의한 손실과 같거나 더 큰 것으로 알려져 있다.⁽⁴⁾ 따라서, 자유 제트 설비에서는 전압력 회복률이 더 나빠지게 되는데, 그 시동 특성에 대해서는 보고된 바가 거의 없다. 이는 자유 제트에서는 폐색률이 최대 30%인 상대적으로 큰 모델들이 시험되며 시동 특성이 시험 모델의 공력적 특성에 크게 의존하기 때문이다.⁽¹⁾ 시동성이 좋지 않으면 높은 시동압력비가 요구되기 때문에 설비의 구축비용이 증가한다. 일반적으로 점성 효과에 의한 전압력 손실을 모두 고려한 전압력 회복율은 수직 충격파에 의한 전압력 회복율에 0.2~0.5사이의 설비 효율을 곱하여 사용한다.⁽⁵⁾ 설비의 효율은 저마하수에서 0.5 전후이며 마하수가 증가함에 따라 0.2까지 저하되며 본 연구에서는 설비의 효율값으로 0.3을 사용하였다.

디퓨저는 그림 3에서 볼 수 있듯이 노즐 출구에서 배출되어 시험 엔진 내부를 지나거나 또는 외부로 바이패스한 제트 유동을 초음속 상태로 포획한다. 디퓨저 입구 단면적은 노즐 출구면적의 두 배로 정하였다.⁽¹⁾ 이 경우 노즐 출구에서 마하수 5였던 유동이 단일 팽창하면 디퓨저 입구에서 마하수 5.9까지 팽창하게 된다. 디퓨저가 직선 덕트형이고, 마하수 5.9의 유동이 수직충격파를 통해 아음속 유동이 된다면, 이 때 수직충격파 전후의 전압력 회복률은 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 $1.33 \text{MPa} / 107 = 12.5 \text{kPa}$ 이하여야 설비의 시동이 가능함을 의미한다. 대기 압력은 약 101kPa이므로 디퓨저 출구 압력을 12.5kPa로 낮추기 위해서는 디퓨저 출구에 이젝터를 구동하여야 한다.

3.5 배기 이젝터

이젝터는 고압 시험설비의 시동 압력비를 맞추거나 고고도 조건을 모사하기 위해 요구되는

디퓨저 출구 압력이 대기압보다 낮은 경우 디퓨저 출구 압력을 요구압력으로 낮추는 기능을 수행한다.⁽⁴⁾

본 연구에서는 고압 공기 공급계통을 이용하는 공기 이젝터 배기 시스템을 적용하여 시험부 노즐 출구 면적이 $200 \times 200 \text{mm}^2$ 인 본 시험설비를 기준으로 기본 설계를 수행하였다. 이젝터의 설계를 위해 일본 NAL의 시험부 노즐 출구 $100 \times 100 \text{mm}^2$ 급 시험설비에 대하여 최적 설계한 공기 이젝터의 사양을 참조하였다.⁽¹⁾ 이젝터 구동 노즐의 목과 출구 직경은 일본 NAL의 이젝터 구동 노즐의 직경의 두배로 정하여 각각 100mm와 360mm이며, 구동 전압력은 동일하게 3MPa로 정하였다.

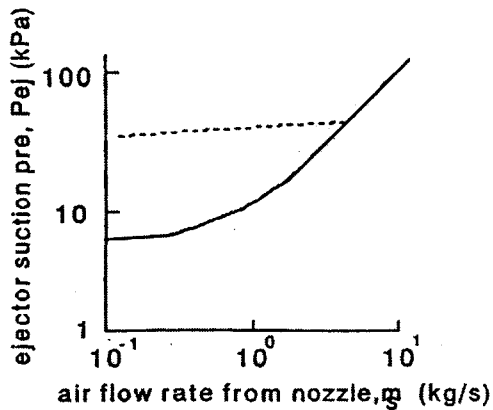


그림 4. 노즐 $100 \times 100 \text{mm}^2$ 급 설비용 이젝터 성능선도(참고문헌 1)

그림 4는 이젝터 성능선도로 본 연구에서 설계 기준으로 이용한 일본 NAL의 시험부 노즐 출구 $100 \times 100 \text{mm}^2$ 급 설비용 이젝터에 대하여 노즐 유량(m_s)에 따른 이젝터의 흡입 성능(P_{ej})을 나타내고 있다.

마하 5, 고도 25km의 조건에서 시험부 유량은 2.36kg/s 이며 디퓨저 출구에서 요구되는 흡입 압력은 12.5kPa 이다. 시험엔진의 배기가스를 냉각하기 위해 분사하는 냉각수의 양을 감안하여 노즐 유량의 2배에 해당하는 질량 유량이 이젝터에 2차 유동으로 흘러간다고 가정하면 유량은

4.72kg/s 이 된다. 본 설비의 노즐 출구 면적은 $200 \times 200 \text{mm}^2$ 급이므로 노즐 유량 4.72kg/s 는 $100 \times 100 \text{mm}^2$ 급 설비에서는 $4.72/2^2 = 1.2 \text{kg/s}$ 이다. 성능 선도에서 노즐 유량 1.2kg/s 에 대한 이젝터의 흡입 성능은 약 10kPa 이다. 따라서 본 설비의 이젝터는 노즐 유량 4.72kg/s 에 대하여 10kPa 의 흡입 성능을 갖는다고 할 수 있다. 이 값은 요구되는 노즐 유량 12.5kPa 의 흡입 압력보다 작으므로 이 조건에서 설비의 시동이 가능하다. 이 때 이젝터로 공급되어야 하는 유량은 약 45.6kg/s 로 NAL의 이젝터 공급 유량 11.4kg/s 의 4배 값이다.

4. 결 론

초음속 지상 추진 시험설비는 고압공기 공급원, 고압공기 가열시스템, 시험부, 초음속 디퓨저, 배기 이젝터로 구성된다. 각 구성 요소별 기본 설계 결과를 정리하면 표 4와 같다.

표 4. 시험장치 기본 설계 결과

고압공기 공급원	가압 압력	32MPa
	체 적	40m ³
가열기	형 식	VAH
	최고 전온도	1440K
시험부	형 식	자유제트
	노즐 면적	$200 \times 200 \text{mm}^2$
	최대 모델 크기	$100 \times 100 \text{mm}^2$
디퓨저	최고 시동압력비	107
	출구 전압력	12.5kPa
	디퓨저 직경	320mm
이젝터	형 식	공기 이젝터
	노즐 목 직경	100mm
	노즐 출구 직경	360mm
	구동 전압력	3 Mpa
	공급 유량	45.6kg/s

고압공기 공급원의 체적은 40m³, 최고 가압 압력 32MPa로 시험장치의 작동범위 마하 2~5, 고도 0~25km에서 작동시간 100초를 상회하였음을 확인하였다. 고압공기 가열시스템은 VAH 타입으로 연료는 수소를 사용하며 전온도 약 1400K를 모사한다. 시험부는 자유제트 방식으로 고체 벽면 방식에 비하여 시험모델에 의한 질식 가능성이 낮고 시동을 위한 과압력 부과가 감소된다는 장점이 있다. 초음속 디퓨저는 직선 덕트 형태로 성능시험기의 설계점 마하 5, 고도 25km일 때, 최대 시동 압력비 107이 도출되었다. 이 경우 시험부 후방에서 요구되는 압력은 12.5kPa로 이를 구현하기 위하여 디퓨저 후방에 이젝터를 설치하여 압력을 강하시킨다. 이젝터는 NAL의 시험부 노즐 출구 면적 100×100mm²인 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] CEA 400, Computer Program for Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application.
- [4] A. Pope, K. Goin. High-Speed Wind Tunnel Testing. New York, "J.Wiley & Sons, Inc.", 1965
- [5] TR-1347, Technical Report of National Aerospace Laboratory, JAPAN