

Freejet 타입 램제트 엔진 성능시험기 기본설계

이양지*, 차봉준**, 양수석***

Preliminary Design of Freejet type Ramjet Engine Test Facility

Yang-ji Lee*, Bong-Jun Cha**, Soo-Seok Yang***

Abstract

This research was conducted for an acquisition of the ramjet engine test facility design technique which are concerned about freejet type test facility. In this research, we concentrated on the design technique and the construction technique of the vitiation air heater(VAH), test section, diffuser and ejector. Based on the operating modes of the basic test facility, ten operating modes in coordinates "Altitude-Mach number" was regenerated from Mach 2, Altitude 0km to Mach 5, Altitude 15km. In this operating modes, we calculated a design parameter of the supersonic nozzle, VAH, diffuser and ejector and acquired a technique for the ramjet test facility operating and repairing.

초 록

본 연구는 램제트 엔진 성능시험기의 설계기술 습득을 위하여 진행된 연구의 일부분으로 자유제트 형식 시험기의 설계기술을 연구한 결과를 정리한 것이다. 연구의 대상은 램제트 엔진 성능시험기의 범용 설비인 오염공기 방식 가열기(Vitiated Air Heater), 시험부, 디퓨저, 이젝터 등으로 설계기법 및 설치기법들을 중점으로 연구하였다. 램제트 엔진 성능시험기 시험부는 기본 성능시험기의 작동 영역(마하2~5, 고도 0~25km)을 토대로 10개의 작동점으로 재구성하여 각 작동점에서의 마하수, 고도에 따른 시험장치의 초음속 노즐, 디퓨저, 이젝터 등 주요 구성요소들의 물성치(온도, 압력 등)를 계산하였으며, 성능시험기의 구동 방법 등에 대한 내용을 기술하였다.

키워드 : 고속 추진(high-speed propulsion), 램제트 엔진(ramjet engine), 시험부(test cell), 이젝터(ejector), 디퓨저(diffuser), 오염 공기 방식 가열기(vitiated air heater)

1. 서 론

일본, 미국, 러시아 등 항공우주 기술선진국에서는 1970년부터 초음속/극초음속 실험을 위한 시험설비를 대량으로 보유하여 차세대 고속 추진기관의 개발을 위한 실험을 추진하고 있다. 그러나 현재 국

내의 초음속 시험장치는 설치 및 유지에 드는 고가의 비용으로 인하여 소규모 시험장치로의 시험만 수행되고 있는 실정이다. 현재 본 원에서 구축하고자 하는 시험장치는 램제트 엔진의 개발을 위한 초음속/극초음속 지상 추진 시험설비로 일반 공력 풍동과는 달리 시험 조건의 비행 고도 및 마하수에

* 항공추진그룹/mars336@kari.re.kr

** 항공추진그룹/cha@kari.re.kr

*** 항공추진그룹/ssyang@kari.re.kr

따른 공기의 전압력, 전온도를 모사해야 하며 연소실 유입 공기의 산소 농도, 비열비 등의 조건을 만족해야 한다.^[1]

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

2. 본 론

2.1 작동범위 설정

성능시험기의 기본 요소부품(vitiated 가열기, 노즐, 초음속 디퓨저)들을 전산해석하는 기본 목적은 시험기의 물성치를 예측하기 위해서이다. 이를 통해 디퓨저와 이젝터의 타입 및 기본적인 물성치를 결정할 수 있다. 아래에 전산해석시 고려할 사항을 열거하였다.

1. 해석 대상이 연소 생성물이므로 일반 공기와 조성이 다르다. 특히 이런 현상은 가열기 후방과 모델에서 배출된 연소가스가 배기되는 이젝터 전방에서 두드러진다. 그러므로 연소 생성물의 화학 성분의 열역학적 관계를 알기 위한 계산은 기초로 한다.

2. 시험기 시동에 적합하도록 노즐 물성치를 계산한다.

3. 시험기의 가동 범위를 정하기 위해서는 작동 시간을 고려하여 몇 가지 물성치를 합당하게 제한해야한다. 예를 들어 공기 유량과 압력은 직접적으로 가동 시간에 영향을 주므로 제한해야할 물성치 중 하나이다.

각 작동점에서의 유량은 노즐을 통과하는 유량을 조절하여 제어한다. 예를 들어 마하 4의 최대 압력을 구하기 위해서는 마하 5의 작동조건에서 노즐 아음속 파트의 전압력에 제한을 둔다.

이젝터를 사용하지 않고 시험 장치를 구동할 수 있는 최대 고도를 알기 위해서는 배기장치 전방의 압력이 유동 질식을 일으키지 않도록 해야 한다. 또한 이젝터 출구에서부터 소음기 탑 출구까지의 압력 손실은 대략 0.08~0.1bar로 이를 고

려하면 이젝터 후방의 압력은 1.1 bar가 된다.

마지막으로 이젝터가 최적으로 구동하는 작동점을 결정한다. 이젝터 작동점은 고도 25km, 마하 5의 작동점 또는 고도 22km, 마하 4의 작동점으로 한정하며 각 작동점에서의 동압은 동일하다.

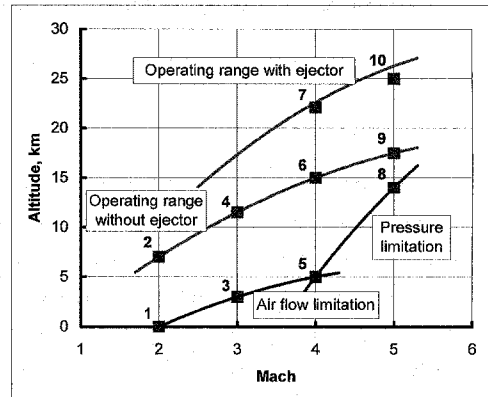


그림 1. 성능시험기 기본 작동점

앞의 제한 조건을 토대로 도출한 성능시험기의 10개의 작동점을 그림 1에 나타내었다.

2.1.1 계산 모델

계산의 입력 조건과 가정은 아래와 같다.

1. 가열기 후방의 물성치는 R. Albegov가 개발한 프로그램을 이용하여 연소 생성물의 화학 평형식을 계산한다. 프로그램은 H, O, N, C, Ar의 5가지 원소로부터 생성된 연소 생성물의 구조, 분자 질량, 엔탈피, 엔트로피 그리고 산화물이나 연료의 비열을 계산한다. 입력값은 각 원소의 압력, 온도, 그리고 각 화학종의 중량 분율이다.

2. 불완전 연소로 인한 열 손실과 가열기와 노즐 아음속 영역에서 발생하는 손실은 대략 3% 정도로 가정한다.

3. 노즐은 경계층 영향을 고려하여 계산하였다. 경계층은 초음속 노즐 실험 데이터를 기초로 레이놀즈 수, 마하수와 노즐 벽면의 상대 온도를

토대로 계산한다. 길이는 Y. Shikhman이 개발한 2차원 노즐 생성 프로그램을 이용하여 계산한다.

4. 노즐 목에서의 경계층은 없는 것으로 가정 하나 유동 지수(0.98)를 고려하였다.

5. 노즐 계산은 세 가지 단면 (노즐 출구 유동의 코어, 입계 단면(노즐 목), 노즐 아음속 파트)에 대하여 수행하였다. 3가지 단면의 물성치는 다음과 같다.

a. 마하수 (M), 속도 (w), 전압력 (P_t), 정압력 (P), 전온도 (T_t), 정온도 (T), 경계층 두께 (δ^*), 노즐 출구 동압 (q)

b. 속도 (w_{cr}), 정압력 (P_{cr}), 전온도 (T_{tcr}), 정온도 (T_{cr}), 목 면적 (A_{cr}), 노즐 초음속 파트의 열 손실 (Q_{nozzle})

c. 가열기 후방의 전온도 ($T_{theater}$), 노즐 초음속 파트와 입계 단면의 열 손실 (Q_{cr})

d. 공기 유량 (\dot{m}_{air}), 산소 유량 (\dot{m}_{oxygen}), 연료 유량 (\dot{m}_{fuel}), 전체 유량 (\dot{m})

6. 구조, 압력, 온도를 계산하는 방정식을 보충한다. 노즐의 아음속, 입계 단면에서의 연소 생성물의 구조는 평형으로 계산되고 노즐 출구에서는 마하 1의 "동결" 유동으로 계산되어진다.

7. 노즐의 아음속 부분, 입계 단면, 노즐 출구 유동의 중심부에서의 전압력은 동일하다고 가정한다. 또한 노즐 초음속 파트 중심부의 열 손실은 복사열에 의해서만 일어나며 1%로 가정한다.

8. 가열기의 연료는 천연가스이다.

9. 화학종의 성분별 분포는 표 1과 같다.

10. 초기 온도는 공기는 230K, 산소와 연료는 280K로 가정한다.

표 1. 화학종 별 성분 분포

Compo.	H	O	N	C	Ar
Air	0.0	0.23177	0.75521	0.00012	0.01288
Oxygen	0.0	1.0	0.0	0.0	0.0
Natural Gas	0.24673	0.00094	0.01465	0.73763	0.00005

상단의 가정을 거쳐 유동은 10개의 비선형 방정식 시스템으로 표현된다.

$$\dot{m} - \frac{PwA}{RT} = 0 \quad (1)$$

$$\dot{q} - \frac{Pw^2}{RT} = 0 \quad (2)$$

$$H(P_t, T_t) - H(P, T) - \frac{w^2}{2} = 0 \quad (3)$$

$$S(P_t, T_t) - S(P, T) = 0 \quad (4)$$

$$\dot{m} - \frac{P_{cr} w_{cr} A_{cr} \mu_{cr}}{R_{cr} T_{cr}} = 0 \quad (5)$$

$$H(P_t, T_{tcr}) - H(P, T) - \frac{Q_{nozzle}}{\dot{m}} = 0 \quad (6)$$

$$H(P_t, T_{tcr}) - H(P_{cr}, T_{cr}) - \frac{w_{cr}^2}{2} = 0 \quad (7)$$

$$S(P_t, T_{tcr}) - S(P_{cr}, T_{cr}) = 0 \quad (8)$$

$$H(P_t, T_{theater}) - H(P_t, T_{tcr}) - \frac{Q_{cr}}{2} = 0 \quad (9)$$

$$H(P_t, T_{theat.}) - \frac{\dot{m}_{air} H_{air} + \dot{m}_{oxy.} H_{oxy.} + \dot{m}_{fuel} H_{fuel}}{\dot{m}} = 0 \quad (10)$$

각 철자 및 상관관계는 다음과 같다.

$w = M\sqrt{kRT}$, $w_{cr} = \sqrt{k_{cr} R_{cr} T_{cr}}$, a , k , C_p , R 은 P , T 에 의해 결정된다.

경계층 두께 - $A = (h_{nozzle} - 2 \cdot \delta^*)^2$, δ^*

$\dot{m} = \dot{m}_{air} + \dot{m}_{oxygen} + \dot{m}_{fuel}$ - 산화제 유량은 아래 식에 의하여 결정된다.

$$\frac{\dot{m}_{oxygen}}{\dot{m}_{fuel}} = - \frac{\sum \left(\frac{g_i \nu_i}{\mu_i} \right)_{fuel} - \sum \left(\frac{g_i \nu_i}{\mu_i} \right)_{air}}{\sum \left(\frac{g_i \nu_i}{\mu_i} \right)_{oxygen} - \sum \left(\frac{g_i \nu_i}{\mu_i} \right)_{air}}$$

g_{ij}, ν_{ij}, μ_i - "i"원소(H, O, N, C, Ar)의 몰 질량, 원자가, 무게이다.

$H(P, T), S(P, T)$ - 주어진 온도와 압력에서의 평형 상태 또는 "동결" 상태를 계산하기 위한 특정 엔탈피와 엔트로피

$H_{air}, H_{oxygen}, H_{fuel}$ - 공기, 산소, 연료의 초기 엔탈피

마하수, 동압(또는 비행고도), 표준 대기 물성치 - 압력, 온도, 각 고도별 음속으로 노즐 출구 유동 중앙부의 전온도를 계산한다.

수렴도 증진을 위하여 뉴턴 방법으로 계산하였으며 본 전산해석의 결과는 3장에 정리하였다.

2.2 시험부

시험부의 대략적인 형태를 그림 2에 나타내었다. 소규모 초음속 유동 성능시험기의 전형적인 형태로 노즐, 테스트 챔버, 디퓨저 접속부로 구성된다.

노즐(1)은 교환식으로 시험부의 열 팽창을 고려하여 고정 부분은 노즐과 가열기의 접속부에 한정하며 나머지 접속면은 열팽창을 고려하여 설계한다. 노즐 외부 단면으로부터 100~150mm는 시험실 내부로 1.5~2mm 정도 삽입하여 씰링제 삽입 공간을 확보한다.

원통형 챔버(5)의 체적은 시험 모델과 측정 장비의 조작이 원활한 범위 내에서 정한다. 챔버의 직경은 0.8~1.2m, 길이는 1.4~1.6m로 설계하며 종축은 지상에서 1.3~1.4m 떨어진 곳에 위치하도록 한다. 시험부는 고정 파트와 이동할 수 있는 파트로 구성되며 이동할 수 있는 파트는 구조물이 이동하기 쉽고, 내구성을 높이도록 2개의 층 구조를 가진 공동 형태를 한다. 공동 구조물 내부에 내장제(소음기)를 삽입한다. 시험에 들어가기 전에는 시험부의 공기를 흡착하여 압력 차이에 의해 자동으로 밀폐되도록 한다.

고정 파트에는 윈도우(2)가 장착되며 재질은 열 팽창을 견딜 수 있어야 한다.

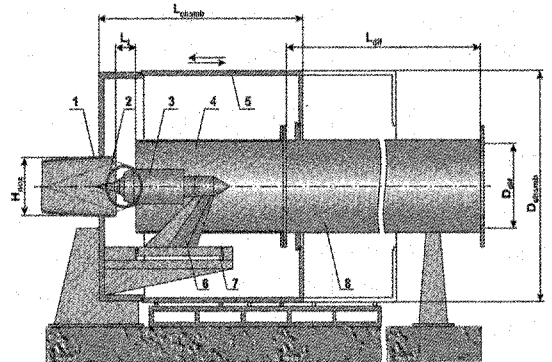


그림 2. 시험부 모식도

고정 파트로는 가스나 액체 공급 라인, 물성치 측정을 위한 전기 배선과 공급 라인이 지나갈 수 있도록 설계한다. 고정파트에는 엔진 추력용 밸런스(7)와 지지대(support)가 설치된다. 지지대의 경우 디퓨저의 내벽이 될 수 있으므로 냉각 배관 설치가 필요할 수 있다. 밸런스를 설치할 경우 오차를 줄이기 위하여 추력 벡터의 수직 방향으로 모델을 장착한다. 추력 변환기는 밸런스의 가열로 인한 열 팽창에 의해 측정에 큰 오차를 일으킬 수 있으므로 주의한다. 파일런(6)을 통하여 시험 모델(3) 내부로 연료 공급 배관과 측정 배선이 설치되며 이를 감싸는 스크린을 유선형으로 하여 항력을 줄이고 시험의 정확도를 높일 수 있다.

엔진 흡입구는 cone of equal speeds에 설치되도록 한다. 흡입구는 유동 가시화를 위해 노즐 출구와 흡입구에 간격을 두며 경험 수치로 노즐 높이의 10~15% 정도를 넘지 않아야 한다.

노즐 출구로부터 L_f 떨어진 지점에 초음속 디퓨저(8)의 도입부(4)가 위치한다. L_f 는 H_{noz} 를 초과해서는 안 되며 흡입구의 5~10mm 후방에 디퓨저를 설치한다. 설계점 및 탈 설계점 조건에서 발생한 충격파는 디퓨저 내부에서 충돌해야 한다. 디퓨저의 도입부(4)는 냉각 장치를 장착하지 않아 교체가 용이하도록 한다. 이 경우 디퓨저의 기본적인 부품은 교체하지 않으면서 여러가지 타입의 엔진 시험을 수행할 수 있다.

2.3 디퓨저

디퓨저를 설계할 때 고려해야할 점은 디퓨저의 형상, 체적, 압력 회복율이다. 압력 회복율은 '시동 압력비'로 불리어지며 노즐 아음속 파트의 압력과 디퓨저 출구(대기압)의 전압력비를 말한다. 앞서 언급한 세가지를 어떻게 조절하느냐에 따라 시험기 시동에 영향을 미치므로 이를 적절히 조절하여 설계를 수행해야 한다. 예를 들어 디퓨저 단면적을 늘림으로 인해 모델의 크기를 키울 수 있으나 시동 압력비가 커진다는 부담도 고려해야 한다.

2.3.1 디퓨저 형상

정압력을 상승시키고 초음속 유동을 감속시킬 수 있는 디퓨저를 설계하기 위해서 가장 효율적인 형상은 원통형 고정 형상이라 할 수 있다.

1. 디퓨저 입구 조건에 변화가 있더라도 원통형 디퓨저의 초음속 유동 감속 효과에는 큰 영향을 미치지 못한다. 설계점에서 가장 효율적인 contoured 디퓨저는 설계점을 벗어난 조건에서의 효율이 현저하게 떨어진다.

2. countoured 디퓨저에 비하여 설계가 간단하며 비교적 저렴하다.

3. contoured 디퓨저의 경우 목의 면적은 작동 범위 중 최소 마하수를 고려하여 결정한다. 작동 조건 마하 2에서 목 면적은 시동에 차질이 없도록 디퓨저 면적의 약 75%를 차지한다. 그러나 이는 시험부에 모델이 없는 경우로 모델이 장착되었을 경우 실험^[7]에 의해 증명되었듯 목 면적은 30~35%로 증가한다. 실질적으로 디퓨저의 목은 없는 것이나 마찬가지가 된다.

2.3.2 디퓨저 면적

디퓨저의 면적은 모델 크기와 시험 구현에 필요한 동력, 두 가지를 절충하여 결정한다. 예를 들어 디퓨저와 노즐의 상대적인 면적비(A_{diff}/A_{cr})

가 증가할수록 성능시험기의 시동 압력비도 증가하지만 모델의 최대 크기(또는 엔진 흡입구 면적)도 증가한다.

계산을 수행한 결과 디퓨저의 상대 면적비($A_{diff}/A_{noz} = 2$ 또는 $D_{diff} = 320$ mm)가 합당하다는 결론을 얻었다. 고찰 결과, 디퓨저 면적을 15~20% 정도 늘려도 시동 압력비의 증가와 거의 무관하다고 판단하였다. 이 경우 두께 4mm, 내경 348mm(참고문헌 7)인 14인치 표준 배관이 설계와 합당하다. 이 때 상대 디퓨저 면적은 2.372이다. 그리하여 노즐 출구 면적에 비해 디퓨저 면적은 2.37배 더 커졌다. 경계층의 효과는 제외하였다.

2.3.3 디퓨저 길이

디퓨저 직경과 길이의 비(L_{diff}/D_{diff})는 8~12 정도이다. 만약 시동 압력비가 필요 압력비를 초과할 경우 디퓨저의 길이가 작을수록 장치의 시동 영역은 증가한다. 그래서 디퓨저의 상대 길이를 4까지 줄일 경우 시동 압력비를 대략 1.5 factor까지 올릴 수 있다. 이 때 L_{diff}/D_{diff} 는 10~11이 적절하며 디퓨저(도입부 제외)의 길이는 3.5m 가 된다.

2.3.4 시동 압력비

디퓨저 출구 압력과 이젝터의 압력비는 성능 시험기 노즐 전압력에 따라 결정된다. 일반적으로 디퓨저에서의 압력 회복율은 높은 마하수에서 시험기를 구동하기 위한 동력과 연관된다.

시동 압력비(P_{start})를 구하기 위한 경험식을 적용하기 위해 다음과 같은 가정을 한다. 마찰이 없는 이상기체, 열 및 질량의 유입이 없다. 디퓨저 마하수에서 수직 충격과 손실은 같다. 또한 시동 압력비는 디퓨저 면적과 노즐 목 면적의 비에 비례한다. 또한 시험부의 마하수에 의한 영향은 없다. 실험으로 얻은 노즐의 전압력과 원통형 디퓨저 출구^{[2],[9]}의 정압력을 나타낸 값 $y(1/\lambda_{diff})A_{diff}/A_{cr}$ 을 그림 3에 도식화하였다.

$$y(1/\lambda_{diff})A_{diff}/A_{cr} : \text{압력비}$$

$$\lambda = \frac{w}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} RT_t}} : \text{감소 속도, } \lambda \cdot \lambda' = 1$$

$y(1/\lambda_{diff})$: 디퓨저 출구 정압력 계산식

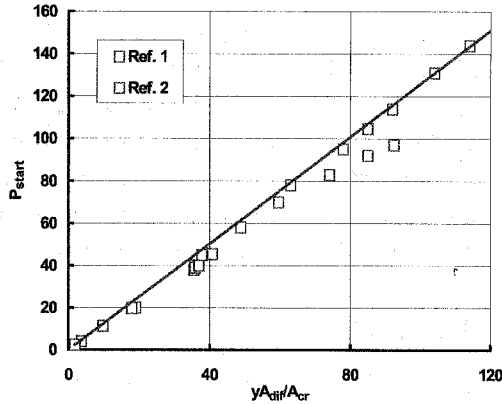


그림 3. 시동압력비(P_{start})와 $y(1/\lambda_{diff})A_{diff}/A_{cr}$ 의 관계

마하 2.7~6에서 계산을 수행하고 노즐과 디퓨저 면적의 비를 1~5.6까지 변화하면서 계산을 수행한 결과 실제 시험에서의 최대 압력 값과 유사하게 1.26이라는 값이 나왔다. 선형 기울기 아래쪽의 실험값들은 공기를 가열하지 않을 때를 나타낸 값이라 여겨지며 이는 연소 생성물이 시동 압력비를 상승시키는 요인이 된다는 것을 뜻한다. 또한 노즐 벽의 경계층은 디퓨저 입구로 유입되는 유동의 마하수에 영향을 주어 결과적으로 압력 회복율에도 영향을 미친다. 영향을 미치는 요소를 파악하기 위하여 전압력 회복율을 다음과 같은 경우를 대상으로 계산을 수행하였다.

1. 비열 1.4, 경계층 고려없음
2. 유동은 가열되었으며 경계층을 고려없음
3. 유동을 가열하였으며 경계층을 고려함

계산수행 결과 마하 5, 고도 25km에서 44610Pa의 동일한 동압력이 도출되었다. 각 마하수에 대

한 P_{diff}/P_{diff} 를 그림 4에 도식하였다.

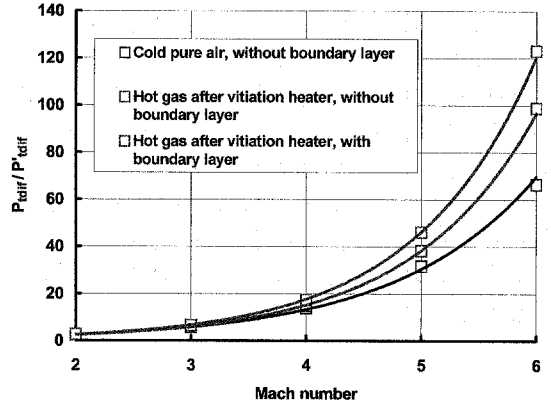


그림 4. 마하수에 따른 P_{diff}/P_{diff} 의 변화

마하 4를 넘기서 시동 압력비의 차이가 커짐을 알 수 있다. 예를 들어 마하 5의 경우, 평형 열역학 방정식은 수직 충격파 손실을 22%로 증가시키고 열역학 그리고 경계층에 의해서는 47%가 된다.

상대 흡입구 면적(A_{throat}/A_{noz})이 0.2, 마하 6일 때 상대 흡입구 면적(A_{inlet}/A_{noz})에 대한 상대 시동 압력비의 변화가 그림 5와 같이 나타난다.^[3]

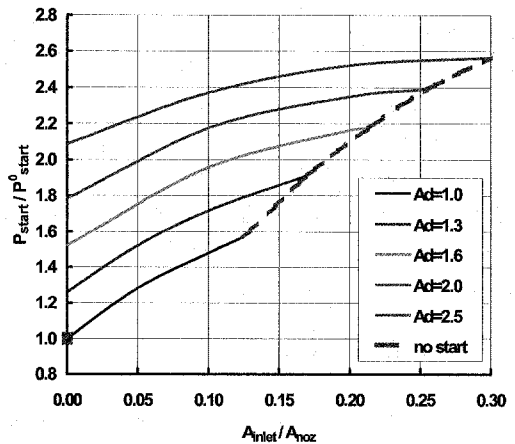


그림 5. 상대 시동압력비와 모델 크기의 관계

그림 5에서 시동 압력비는 모델이 없는 경우의 시동 압력비 "Ad"는 상대 디퓨저 면적 (A_{diff}/A_{noz})을 뜻한다. 마하 5에서는 디퓨저의 시동 압력비가 107~110일 때 모델의 상대 흡입구 면적 (A_{inlet}/A_{noz})이 0.3일 때 시험이 가능하다.

각 마하수에 대한 시동 압력비를 표 2에 정리하였다.

표 2

M	2	3	4	5
P_{start} at Ad=2.0	4~5	11~12.5	30~32.5	82~85
P_{start} at Ad=2.37	5~6	14~15.5	38~40.5	107~110

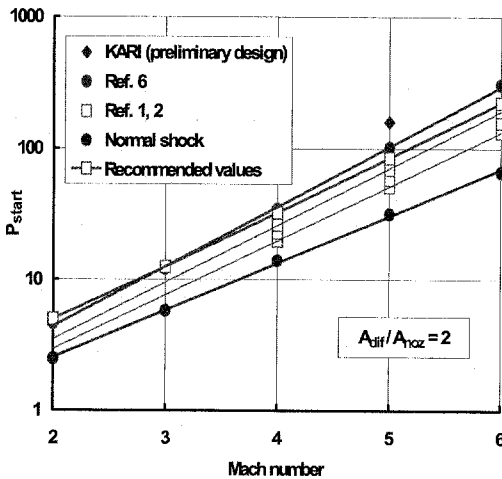


그림 6. 마하수와 시동압력비의 관계도

그림 6에 시동 압력비와 마하수의 관계를 표시하였다.

다른 데이터와의 비교를 위하여 수직 충격파 선도와 실험 데이터^{[2],[3]}, Pope & Goin 곡선^[7]도 표시하였다.

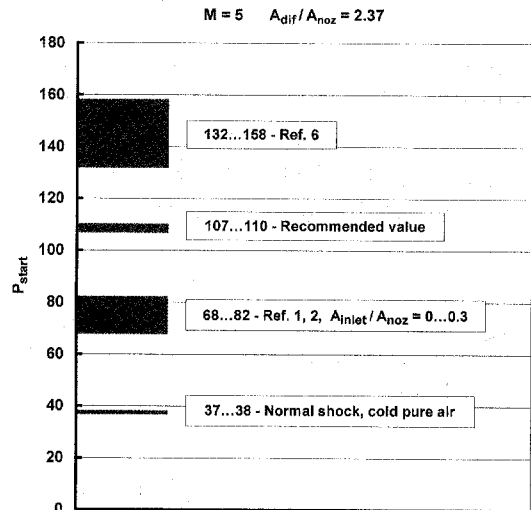


그림 7. 마하 5일때의 시동압력비

그림 7에 마하 5일 때의 데이터를 나타내었다. 표 3의 디퓨저 마하수 범위가 6.13~6.39일 때, 시동 압력비를 Pope & Goin^[7] 곡선과 대조한다. 시동 압력비는 마하수의 지수 승이므로 효과가 매우 클 것으로 예측된다.

2.4 이젝터

시험기의 가동 범위 내에서 이젝터가 작동하는 작동점은 그림 1의 7번과 10번이다. 10번에서 이젝터의 압축비는 (이젝터 아음속 디퓨저 출구 전압력과 장치의 초음속 디퓨저 출구 전압력의 비 $\epsilon = P_{jet}/P_{d0}$) 7번 이상이어야 한다.

2.4.1 이젝터 설정과 모델

이젝터 설계에 있어서는 두 가지 조건을 만족해야 한다. 첫째, 설계 압축비에서 이젝터는 최대 분출 계수(이젝터 유량과 장치 유량의 비)를 출력하며 이는 단단식 이젝터의 경우 각 단마다 적용되어야 한다. 또한 압축비도 최적으로 분배되어야 한다. 둘째, 작동점에서의 가동시간을 늘이기 위해 이젝터 특성 계수(필요 압력비(ϵ), 대표

압축비(σ) 그리고 감소 속도(λ')를 최적화해야 한다.

이젝터의 최적 작동점을 계산하기 위해 Y. Vasiljev의 유동 모델을 이용하여 계산을 하였다. 이 모델은 이젝터 유동의 분사로 인해 시험기 노즐 유동의 질식이 혼합관 전방에서 발생한다. 그림 8에 이젝터의 스킴을 도식하였다.

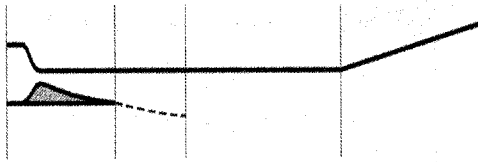


그림 8. 이젝터 스킴

그림 8에서 1은 노즐 출구와 혼합관으로의 입구를 나타내며 2는 시험기 유동 질식이 일어날 것으로 예측된 부분, 3은 혼합관의 출구와 아음속 디퓨저의 입구, 4는 출구이다. 식에서 위 첨자 '는 이젝터 유동을 나타낸다. 그리고 아래 첨자 m은 혼합 가스를 나타낸다.

$$\text{이젝터 노즐 출구 면적비} : \alpha = \frac{A_1}{A'_1}$$

이젝터 노즐 출구 면적과 목 면적비 :

$$\bar{A}_{cr} = \frac{A'_{cr}}{A'_1}$$

감소 속도 : λ'_{id}

$$\text{압축비 계산식} : \varepsilon = \frac{p_{41}}{p_0}, \quad \sigma = \frac{p'_{41}}{p_0}$$

$$\text{분출 계수} : k = \frac{\dot{m}}{\dot{m}'}$$

이젝터 유동과 시험기 유동의 엔탈피 비 :

$$\theta = \frac{c'_p T'_t}{c_p T_t}$$

아래 식에서 (11)과 (12)는 임계점에서의 방정식들이다. 여기에 다른 3가지 방정식을 합쳐 여덟 가지 무차원 계수($\alpha, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, k, \sigma, \varepsilon$)를 가지는 다섯 가지 방정식을 만든다.

$$q(\lambda'_2) = \frac{q(\lambda'_1)}{\alpha + 1 - \frac{\alpha q(\lambda_1)}{q(1)}} \quad (11)$$

$$z(\lambda'_2) = z(\lambda'_1) - \frac{k}{\sqrt{\theta}} A [z(1) - z(\lambda'_1)] \quad (12)$$

$$A \frac{k}{\sqrt{\theta}} = \frac{\alpha \nu_{1,0} q(\lambda_1)}{\alpha \nu'_{1,0} q(\lambda'_1)} \quad (13)$$

$$z(\lambda_3) = B \frac{A \frac{k}{\sqrt{\theta}} z(\lambda_1) + z(\lambda'_1)}{\sqrt{\left(\frac{k}{\theta} + 1\right)(k+1)}} \quad (14)$$

$$\varepsilon = \sqrt{\left(\frac{k}{\theta} + 1\right)(k+1)} \frac{\nu_{4,3} \nu'_{1,0} \alpha q(\lambda'_1)}{(\alpha + 1) q(\lambda_3)} \quad (15)$$

여기서

$$A = \frac{\gamma'}{\gamma} \sqrt{\frac{(\gamma+1)(\gamma-1)}{(\gamma'+1)(\gamma'-1)}}$$

$$B = \frac{\gamma_m}{\gamma'} \sqrt{\frac{(\gamma'+1)(\gamma'-1)}{(\gamma_m+1)(\gamma_m-1)}}$$

$$\gamma_m = \frac{\gamma \left(k + \frac{c'_p}{c_p}\right)}{k + \frac{\gamma'}{\gamma} \frac{c'_p}{c_p}}$$

노즐에서의 압력 손실은 주어진 속도 불균일도로 계산된다.

$$\nu_{1,0} = \frac{\pi \left(\frac{\lambda_1}{\phi_{1,0}}\right)}{\pi(\lambda_1)}, \quad \phi_{1,0} = 0.98$$

$$\nu'_{1,0} = \frac{\pi \left(\frac{1}{\phi'_{1,0}}\right)}{\pi(1)} \frac{a(\lambda'_{id})}{a(\lambda')}, \quad \phi'_{1,0} = 0.99$$

$$\lambda'_{id} = \frac{\lambda' - 1}{\phi'_1} + 1, \quad \phi'_1 = 0.98$$

아음속 디퓨저의 압력 손실은 다음과 같은 관계에 의하여 계산된다.

$$\nu_{4,3} = 1 - \frac{\gamma-1}{\gamma} \xi \lambda_3^2 \varepsilon(\lambda_3), \quad \xi = 0.90$$

등 엔트로피 유동에서 기체 역학 방정식은 다음과 같다.

$$\lambda = \frac{w}{\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} RT}}$$

$$\tau(\lambda) = 1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2$$

$$\pi(\lambda) = \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\epsilon(\lambda) = \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$q(\lambda) = \lambda \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$z(\lambda) = \lambda + \frac{1}{\lambda}$$

2.4.2 시험기 노즐 유동의 영향

엔탈피 비(θ)는 이젝터 효율에 직접적인 영향을 미치며 이젝터 유량의 감소를 위한 시험기 노즐 유동 온도의 증가분을 나타낸다.

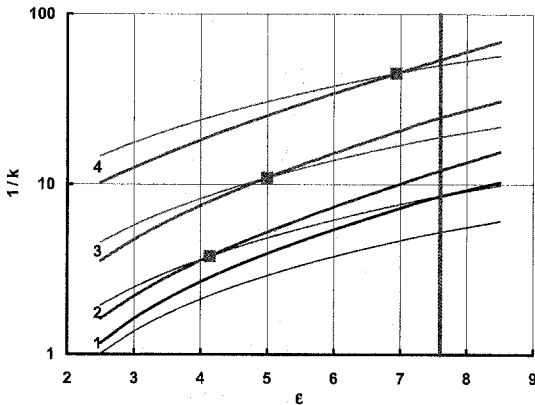


그림 9. 1단 이젝터와 2단 이젝터의 비교

1단과 2단 이젝터의 효율을 비교하기 위해서는 압축비(ϵ)에 따른 엔탈피 비(θ)변화를 이해하면 된다. 그림 9에 이젝터 압축비와 $1/k$ 값의 변화에 대해 나타내었다.

굵은 선은 1단, 가는 선은 2단 이젝터를 나타낸다. 그림의 1,2,3,4는 아래 경우를 뜻한다.

1. $\theta=1$, 손실없는 이상적인 이젝터, 압축비 전 범위에서 2단 이젝터가 1단 보다 효율적이다. 이는 2단 이젝터의 필요한 유량이 작다는 것을 의미한다.

2. $\theta=1$, 노즐과 디퓨저에 손실이 있는 이젝터 압축비 4.1까지 1단이 2단보다 더 효율적이다.

3. $\theta=0.25$ (설계점과 비슷한 조건)이면서 노즐과 디퓨저의 손실이 있는 이젝터 압축비 5.0까지 1단이 2단보다 효율적이다.

4. $\theta=0.0625$ (탈 설계점일 경우), 노즐과 디퓨저에서 손실이 있는 이젝터. 1단 이젝터의 효율 범위는 압축비 6.9까지 확장된다.

그림 9를 통하여 θ 가 증가할수록 1단 이젝터가 보다 높은 압축비에서 효과 면적이 증가하는 것을 확인할 수 있다.

2.4.3 이젝터 단수 및 압축비의 선택

앞서 수행한 1단과 2단 이젝터 특성 비교는 시험기의 작동과는 무관하게 이루어졌다. 그러나 시험기에 설치할 이젝터를 선택하기 위해서는 이젝터의 구동조건과 고압공기공급원의 공기 잔존량을 고려하여 시험기의 구동 시간에 영향을 주지 않아야한다. 구동 시간(τ)은 다음과 같이 정의된다.

$$\tau = \frac{V}{R_{air} \cdot \dot{m}_{\Sigma air}} \left(\frac{p_i}{T_{r_i}} - \frac{p_f}{T_{r_f}} \right)$$

여기서 $\dot{m}_{\Sigma air} = \frac{\dot{m}_{dif}}{k} + \dot{m}_{air}$ - 이젝터와 시험기 노즐을 통과하는 총 공기 유량

$V=40m^3$ - 고압공기공급원 용적

$p_i=300bars$, $T_i=280K$ (아래 첨자 i 와 f 는 탱크의 초기 조건과 최종 조건)

z - 압축인수

압축인수를 고려하지 않을 경우 큰 오차가 발생하므로 이를 시험기의 구동 범위에 대해 구하면 그림 10과 같다.

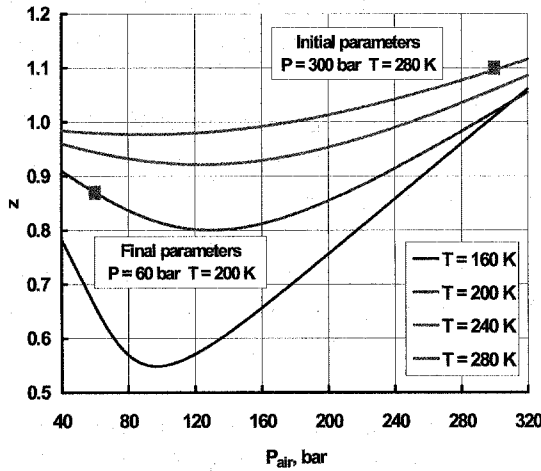


그림 10. 공기 압력과 온도에 따른 압축인수 변화

이젝터 유동의 압력(p')은 이젝터 대표 압축비(σ)와 비례한다. 이는 σ 가 총 가용 공기 질량과 비례하고 이젝터 유동의 필요 유량과 반비례하기 때문이다. 이를 기본으로 성능시험기의 최대 가용 시간을 구할 수 있다. 그림 11에 가동 시간과 1단과 2단 이젝터 대표 압축비(σ)의 상관 관계를 도식화했다.

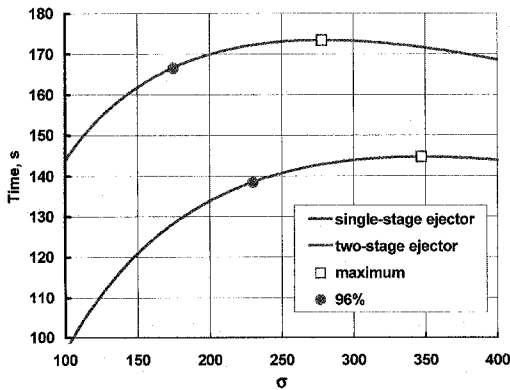


그림 11. 이젝터 압축비(σ)에 따른 가동시간 변화

각각의 이젝터의 최대 구동 시간은 완만한 곡선을 그리며 광범위한 σ 에서 가동시간이 보장되거나 2단 이젝터의 경우 가동 시간은 1단에 비해

20% 향상된다. 2단 이젝터의 경우 수렴 면의 경사가 완만하기 때문에 큰 손실 없이 압축비(σ)를 30%정도 감소시킬 수 있다. 이젝터의 압축비가 감소하면 축조가 쉬워지며 작동 속도도 감소한다. 이 경우 속도 감소로 인한 액화 효과를 감소시킬 수 있어 성능 저하를 상쇄할 수 있다.

2.4.4 이젝터 물성치와 크기 계산

마하 4, 고도 22.1km조건의 시험기에서 최적으로 작동하는 이젝터를 계산하기 위한 기본 물성치를 나열하였다.

1. 이젝터 유동 물성치
 - a. 온도 - 230K
 - b. 비열 - 1.4
 - c. 정압비열 - 1005J/(kg · K)
2. 시험기 노즐 유동 물성치
 - a. 온도 - 620K
 - b. 비열 - 1.334
 - c. 정압비열 - 1370J/(kg · K)
 - d. 총 유량 - 3.613kg/s
3. 노즐 속도의 불균일도 지수
 - a. 이젝터 노즐 아음속 파트 - 0.99
 - b. 이젝터 노즐의 초음속 파트 - 0.98
 - c. 시험기 아음속 노즐 - 0.98
4. 아음속 디퓨저 압력 손실 계수 - 0.90
5. 엔탈피 비 - 0.272
6. 이젝터 압력과 시험기 유동 압력비 - 175, 230(각각 1단, 2단 이젝터)
7. 이젝터 압축비 - 7.6

나머지 물성치는 표 3에 정리하였다.

표 3. 이젝터 물성치

물성치	2단 이젝터		1단 이젝터
	1단	2단	
2차 노즐 과 1차 노즐 출구 면적비	4.162	3.820	1.274
섹션 1에서 2차 노즐 유동 감소속도(마하수)	0.908 (0.89)	0.886 (0.87)	0.726 (0.70)
섹션 1에서 1차 유동 감소속도(마하수)	2.178 (4.35)	2.073 (3.55)	2.183 (4.39)
섹션 3 수직충격과 후방의 혼합유동의 감소속도(마하수)	0.564 (0.53)	0.555 (0.52)	0.486 (0.45)
2차 유동과 1차 유동의 유량비	0.229	0.439	0.0524
총합	0.0603		
압축비	3.072	2.474	7.6
총합	7.6		
2차 유동과 1차 유동의 압력비	175	57	230

(주 : 1차 유동: 이젝터, 2차 유동: 시험기)

기하학적 치수는 다음과 같은 과정을 통해 결정된다. 이젝터 유동의 필요 압력과 유량은 다음과 같다.

$$P_t = 1.1 \frac{\sigma}{\epsilon}, \quad \dot{m} = \frac{\dot{m}}{k}$$

온도 230K, $\mu=0.98$ 로 목 면적을 계산한다. 시스템의 비선형 방정식은 (16),(17)과 같다.

$$H(P_{scr}, T_{scr}) = H(P_{cr}, T_{cr}) + \frac{a^2}{2} \quad (16)$$

$$S(P_{scr}, T_{scr}) = S(P_{cr}, T_{cr}) \quad (17)$$

비열비와 음속은 다음과 같이 정의된다.

$$\gamma = \frac{C_p}{C_p - R \cdot \frac{[z + T \cdot (\frac{\partial z}{\partial T})_p]^2}{z - P \cdot (\frac{\partial z}{\partial P})_T}}$$

$$a = \sqrt{\frac{\gamma \cdot R \cdot T_{cr} \cdot z^2}{z - P_{cr} \cdot (\frac{\partial z}{\partial P})_T}}$$

노즐 목 면적은 다음과 같다.

$$A_{cr} = \frac{\dot{m}}{\rho a \mu} \quad (\rho = \frac{P_{cr}}{R \cdot T_{cr} \cdot z})$$

초음속 노즐의 출구 면적은 $A' = \frac{A_{cr}}{q(\lambda'_{id})}$

($\lambda'_{id} = \frac{\lambda' - 1}{\phi'_1} + 1$, $\phi'_1 = 0.98$) 이다.

초음속 노즐의 유동이 2차원 노즐의 흐름과 유사하다고 가정하면 이젝터 노즐 초음속 파트의 길이를 대강 파악할 수 있다.

섹션 1의 아음속 노즐 면적 : $A = A' \cdot \alpha$.

혼합 챔버 면적 : $A_3 = A + A'$

혼합 챔버의 길이 : $(7 \sim 8)d_3$

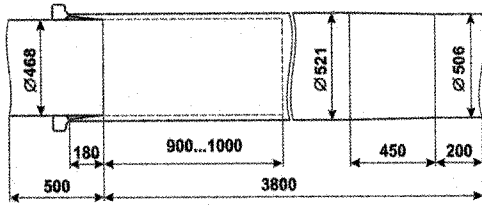
(d_3 는 혼합 챔버의 직경)

계산 결과를 표 4에 정리하였다.

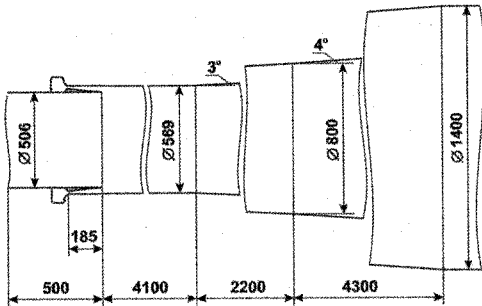
표 4. 이젝터 계산 결과

파라미터	2단 이젝터		1단 이젝터
	1단	2단	
1차 노즐 목 면적 [m^2]	0.002325	0.006508	0.007685
1차 노즐 출구 면적 [m^2]	0.041330	0.052713	0.144228
2차 노즐 출구 면적 [m^2]	0.172004	0.201344	0.183741
혼합관 면적 [m^2]	0.213334	0.254057	0.327969
2차 노즐 직경 [mm]	468	506	484
혼합관 직경 [mm]	521	569	646
혼합관 길이 [m]	3.8	4.1	4.7
1차 노즐 초음속 파트 길이 [mm]	180	285	550
1차 유동 압력 [bar]	25.3		33.3
1차 유동 유량 [kg/s]	15.8	44.1	69.0
총합	59.9		

확장각과 출구와 입구 면적비가 정해지면, 아음속 디퓨저의 출구 치수를 구할 수 있다. 소음탑 이전의 배관 직경은 direct-connected 시험 등 여러 시험 조건을 고려하여 1400mm 정도가 적당하다. 일직선 배치한다면 아음속 디퓨저의 길이는 줄어들 수 있다. 디퓨저의 두 번의 팽창각은 순서대로 3°, 4°로 설계하였다. 설계된 이젝터를 그림 12와 그림 13에 도식화하였다.



a) 1단



b) 2단 및 아음속 디퓨저

그림 12. 2단 이젝터 설계 결과

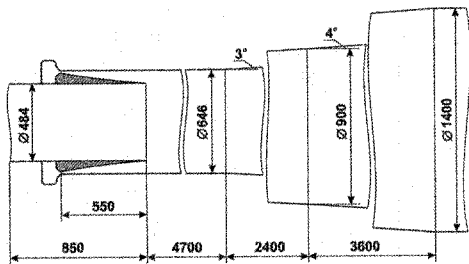


그림 13. 1단 이젝터 설계 결과

3. 계산 결과

시험기의 설계 결과를 정리한다. 장치의 기본 물성치는 “마하수-고도” 좌표계에 도식화하였다. 그림 14에 기초 물성치를 도식화하였다. 그림 15는 노즐의 전압력과 총 유량을 도식화하였다.

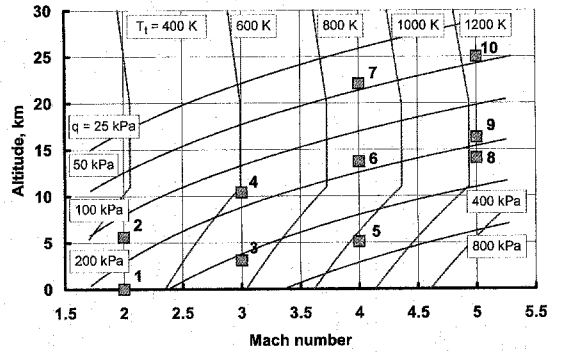


그림 14. 성능시험기 작동범위(T_t and q)

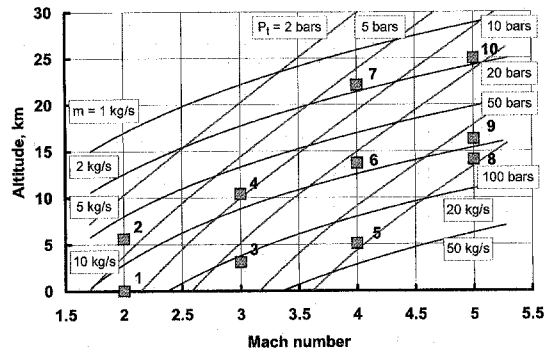


그림 15. 성능시험기 작동범위 (P_t and m)

그림 16에서 18까지 각각 vitiated 가열기의 공기, 산소와 연료의 유량을 도식화하였다.

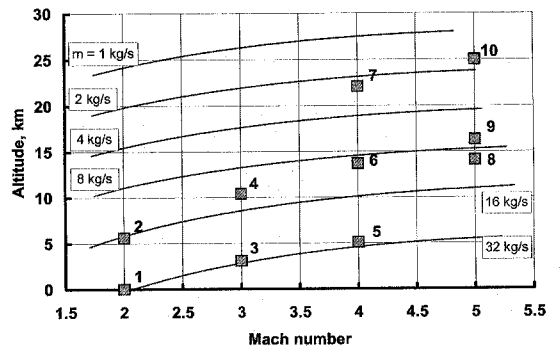


그림 16. VAH 공기 유량

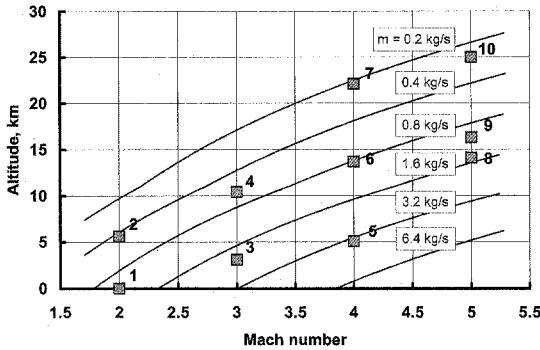


그림 17. VAH 산소 유량

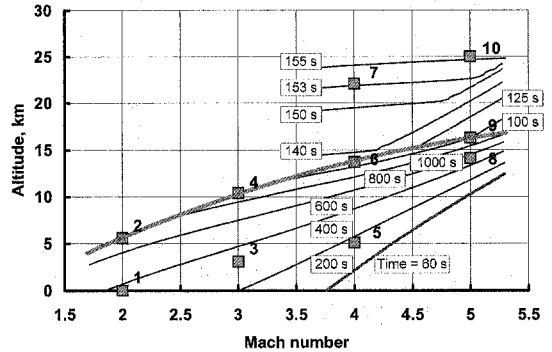


그림 19. 마하수, 고도에 따른 작동시간 변화

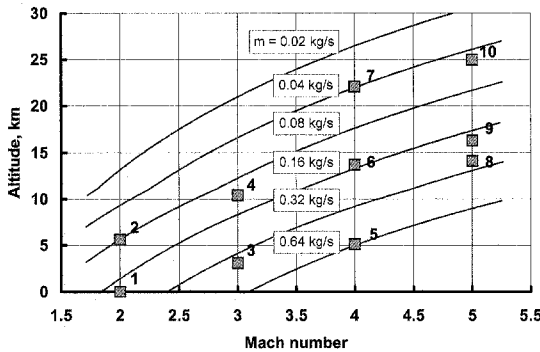


그림 18. VAH 연료 유량

그림 19에서 회색 경계선은 이젝터를 구동하지 않은 시험 시간으로, 두 가지 특징을 찾을 수 있다. 첫째, vitiated 가열기의 공기 압력이 이젝터 공기 압력(26bar)보다 커질 경우, 동선에 순간적인 곡선의 굴곡이 나타날 가능성이 있다. 둘째, 18~20km 이상의 고도에서 가열기를 구동하기 위해 필요한 공기 유량은 이젝터 유동(60kg/s)과 비교하여 무시할 수 있을 정도로 작아진다. 그러므로 고도와 마하수가 변하더라도 가동 시간에는 거의 영향을 미치지 않는다.

3. 결 론

램제트 성능시험장치의 기본 설계를 수행하여 다음과 같은 연구 결과를 얻었다.

1. 성능시험기의 가동시간을 계산한 결과 마하 2~5에서 당초 예상한 시험시간 100초를 상회하는 구동시간을 도출하였다.
2. freejet 성능시험기의 작동 면적과 주요 물성치들을 결정하고 “마하수-고도” 선도에 표시하였다.
3. 가스의 반응, 분해 열역학 평형을 기초로 한 고온 유동 계산이 수행되었다.
4. vitiated 가열기의 물성치와 비행 조건을

그림 19에는 성능시험기의 구동 시간을 도식화하였다. 배관에서의 마찰 손실을 고려하였다. 그러나 최종 압력 제어 밸브와 유량 측정 장치의 영향을 고려하였으며 공기 배관 끝단의 최종 압력은 1.5배 상승한다고 가정하였다.

그러나 필요 압력은 이젝터와 vitiated 가열기의 구동에 필요한 최대 압력에 의해 결정되므로 그림에서 이젝터 없이 구동하는 성능 시험기의 가용 구동 시간을 경계선으로 나타내었다.

도표의 적색 선은 장치의 최소 가용 시간(60초)을 뜻한다.

모사하기 위해서 필요한 유량은 시험 타입과 작동점에 따라서 달라진다.

5. 시험부는 램제트 엔진 시험에 적합하도록 설계하였으며 시험을 차질 없이 수행하기 위하여 필요한 시험부 구성법을 정리하였다.

6. 초음속 디퓨저의 종류와 크기를 결정하였다. 성능시험기의 시동 압력비를 마하 2~6의 범위에서 계산하였다.

7. 시험장치의 시동과 가동에 필요한 압력비를 만족시킬 수 있는 최적의 2단 이젝터를 설계하였다. 2단 이젝터와 1단 이젝터(제작이 쉬운 반면 이젝터 가동에 필요한 공기 유량이 2단에 비하여 15% 더 필요함)의 스키메틱을 도식화하였다.

참 고 문 헌

1. 이양지, "초음속 지상추진시험설비의 기본설계 기법 연구", 한국추진공학회지, 제 7권, 제 4호, pp.46-52.
2. A.Shishkov, B. Silin. Altitude Tests of Jet Engines. Moscow, "Mashinostoenie", 1985.
3. Scientific Contribution to Aviation Engines Development. Collected articles under the editorship of V. Skibin and V. Solonin. Moscow, "Mashinostoenie", 2000.
4. Y. Vasiliev. Theory of Supersonic Gas Ejector with Cylindrical Mixing Chamber. Moscow, "Mashinostoenie", 1967.
5. Y. Arkadov. New Gas Ejectors and Ejection Processes. Moscow, "Fizmatlit", 2001.
6. U. Pirumov, G. Roslyakov. Gas Dynamics of Nozzles. Moscow, "Nauka", 1990.
7. A. Pope, K. Goin. High-Speed Wind Tunnel Testing. New York, "J. Wiley & Sons, Inc.", 1965.