

초음속 지상추진시험설비의 이젝터 설계 기법 및 유동 특성 연구

이양지* · 차봉준* · 양수석**

A Study On the Ejector Design Technique And Flow Characteristics

Yang-Ji Lee* · Bong-Jun Cha* · Soo-Seok Yang**

ABSTRACT

Ejector system are used to transport a low momentum flow to the higher pressure flow by the momentum change between high and low momentum flows. This system is used to simulate the high altitude and Mach number condition over altitude 20 km and Mach 4 of the supersonic test facility. We applied the design and the performance analysis technique(EJSIMP code) of the Ramjet Test Facility(RJTF) air system in JAXA to the ejector system of the ramjet test facility in KARI. After preliminary design of the ejector system, we performed a computational study using FLUENT and investigated shock structures and flow characteristics of the ejector system.

초 록

이젝터는 고속의 주 유동으로 주변의 낮은 운동량을 가지는 유동을 운동량 교환을 통해 압축시켜 수송하는 장치로서 각종 초음속 시험설비의 마하 4, 고도 20 km 이상의 고고도 조건을 모사하기 위한 목적으로 사용될 수 있다. 항공우주연구원에서는 램제트 엔진 시험설비의 마하 4~5, 고도 20~25 km의 작동조건을 모사하기 위한 이젝터를 설계하기 위하여 일본 항공우주연구소(JAXA)의 램제트/스크램제트 엔진 시험설비(RJTF)의 공기 이젝터 성능해석 기법 및 설계 기법을 적용하여 기본 설계를 수행하였다. 또한 설계된 이젝터 형상을 토대로 FLUENT를 이용한 수치해석을 수행하여 이젝터 시스템 내부의 충격파 구조와 고고도 조건 모사를 위한 흡입 압력 값 및 시스템 내에서 냉각이 요구되는 영역을 파악하고 기본 설계 과정 결과의 타당성을 검증하였다.

Key Words: Ejector(이젝터), Supersonic(초음속), Shock-wave(충격파), Ramjet(램제트), SCRamjet(스크램제트)

† 2005년 7월 29일 접수 ~ 2006년 3월 14일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹

** 종신회원, 한국항공우주연구원 항공추진그룹
연락처, E-mail: mars336@kari.re.kr

이젝터는 고속의 주 유동(Primary flow)으로 주변의 낮은 운동량을 가진 유동을 운동량 교환을 통하여 압축시킨 후 높은 압력의 토출부로 수송하는 장치이다. 초음속 이젝터의 경우 각종 초음속 시험설비의 고고도 조건을 모사하기 위한 목적으로 사용되며 크게 두 가지 역할을 수행한다. 첫 번째 역할은 고압 시험설비의 시동압력비를 맞추는 것이다.[1] 여기서 시동압력비란 시험실에서 수직 충격과가 발생하지 않기 위하여 필요한 시험실의 전방과 후방의 압력 차이를 뜻하며 장치가 처음 시동할 때만 만족시켜주면 된다. 두 번째는 일반적으로 초음속 시험설비의 노즐 전압력이 1 MPa 이하인 경우 유동의 속도가 마하 4 이상의 조건에서는 시험실의 압력이 진공에 가까운 저압상태를 유지하게 되며 초음속 디퓨저만으로는 1기압 상태인 대기로의 유동 배출이 불가능하므로 이 때 이젝터를 디퓨저의 후방에 배치하여 저압의 배기가스를 대기로 배출시키는 역할을 한다.[2]

항공우주연구원에서는 램제트 엔진 시험설비로 고도 20~25 km, 마하 4~5의 작동조건을 모사하기 위한 이젝터를 설계하기 위하여 일본항공우주연구소(JAXA)의 램제트 엔진 시험설비(RJTF)의 공기 이젝터의 설계기법 및 성능해석 기법(EJSIMP)[1]을 적용하였으며 기본 설계를 통하여 선정된 이젝터 형상을 바탕으로 전산해석을 수행하여 시스템의 유동 양상을 파악하였다.

2. 이젝터 설계기법 연구

2.1 작동범위 및 이젝터 설계점

항공우주연구원에 설치된 램제트 엔진 시험설비는 노즐 출구 면적 200 mm×200 mm인 자유제트(Freejet) 형식 시험실로 설계하였다. 본 설비에서는 고도 0 km, 마하 2에서 고도 25 km, 마하 5까지의 시험을 수행할 예정이다. 2005년 8월 고압공기 공급원(고압공기 저장용기 40 m³, 고압공기 압축기 2기)이 구축되어 있으며 곧 이어 축열식 가열시스템을 구축할 예정이다. Fig. 1에

램제트 엔진 시험설비의 시험 영역을 도식화하였다.

Figure 1에서 이젝터가 작동되는 영역은 고도 20~25 km, 마하 4~5이다. 이젝터 설계점은 Fig. 1의 D점(고도 25 km, 마하 5)으로 설비 시동에 필요한 압력비가 107로 이는 시험설비 작동영역 내에서 가장 큰 설비 시동압력이 필요한 점이다.[3]

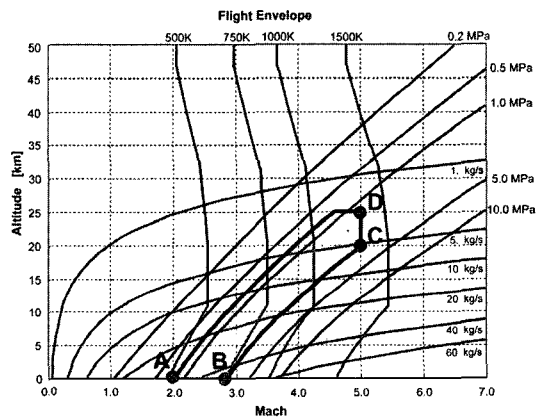


Fig. 1 Flight Envelope of the Ramjet Engine

2.2 이젝터의 설계와 성능

램제트 엔진 시험설비에서는 엔진 연소 시험과 비행체의 공력시험을 수행할 예정이다. 시험실에서 연소시험을 수행할 경우 배출되는 배기가스의 온도가 고온이기 때문에 이젝터로 유입되는 유량의 체적이 증대되고 이로 인하여 이젝터 흡수 성능이 저하된다. 또한 배기가스를 냉각하기 위해서 배출되는 물로 인하여 발생하는 수증기로 인해 이젝터로 유입되는 유량은 더욱 증대되어 이젝터의 요구 능력이 과대해지게 된다. 그러나 이젝터의 기본설계에 사용된 EJSIMP[1]은 연소 시험에 의한 설계변수는 제외하고 공력 시험만을 상정하여 설계 및 해석을 수행하였다.

2.2.1 이젝터의 설계조건

이젝터 성능해석에는 JAXA의 공기 이젝터 해석 코드인 EJSIMP를 이용하였다. 이젝터 설계에 있어 충족시켜야 할 요구조건은 다음과 같다.

- a) 전온도 300 K의 공기를 초당 2 kg을 흡수할 때 10 kPa 이하의 흡입압력을 유지한다.
- b) 고압가스 공급 규제에 따라 이젝터 제트로 공급되는 압력은 5.0 MPa 이하로 유지한다. 또한 제트의 응결을 막고 이젝터의 소음을 경감하기 위하여 구동공기 전압력은 약 3.0 MPa를 유지한다.
- c) 해석 대상은 실제 이젝터 슬롯과 동일한 일정면적의 혼합부를 가진다.

2.2.2 성능해석 프로그램(EJSIMP 코드)

성능해석 프로그램은 Fabri 등에 의해 제안된 기법을 바탕으로 하며 1차 유동(이젝터 노즐에서 분출되는 유동)과 2차 유동(시험실로부터 유입되는 유동)의 물성치의 차이를 구분한다.[4]

본 수식 전개에서 사용되는 기호는 다음과 같다.[5]

- ※ 사용기호
- A : 면적 Cp : 정압비열
- J : P+mu, (m : 질량 유동율, P : 압력)
- Pb : 배압 R : 기체상수
- T : 온도 u : 속도
- w : Crocco 계수, $(\sqrt{\frac{\gamma-1}{2}} M)$
- w* : $\sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}}$ γ : 비열비
- μ : 질유량비, (ms / mp)

- ※ 아래첨자
- p : 1차 유동 s : 2차 유동
- o : 정체점 i : 이젝터 노즐 출구면
- * : 음속점 x : 이젝터 노즐 내 박리점
- 1 : 자유제트 부에 일어나는 2차 유동의 음속점

2.2.2.1 이젝터 노즐 출구 계산

노즐 출구 면적비를 이용하여 출구 속도(w_p)를 계산한 후 1차 질량 유동율(m_p)을 구한다.

$$\frac{A_{ip}^*}{A_p^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma_p + 1} \left(1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma_p + 1}{2(\gamma_p - 1)}} \quad (1)$$

$$m_p = \frac{P_{op} A_p^*}{\sqrt{R_p T_{op}}} \sqrt{\frac{2\gamma_p}{\gamma_p - 1}} w_p^* (1 - w_p^{*2})^{\frac{1}{\gamma_p - 1}} \quad (2)$$

2.2.2.2 이젝터 노즐 출구에서 2차 유동이 질식되는 경우

배압이 충분히 작지 않으면, 1차 노즐 출구 면에서 2차 유동이 질식된다.(Fig. 2 참조) 이 때 2차 유동의 질량 유동율(m_s)과 정체점 압력(흡입압력:P_{os})은 1차 유동과 무관하다.

$$m_s = \frac{P_{op} A_{is}^*}{\sqrt{R_s T_{os}}} \sqrt{\frac{2\gamma_s}{\gamma_s - 1}} w_s^* (1 - w_s^{*2})^{\frac{1}{\gamma_s - 1}} \quad (3)$$

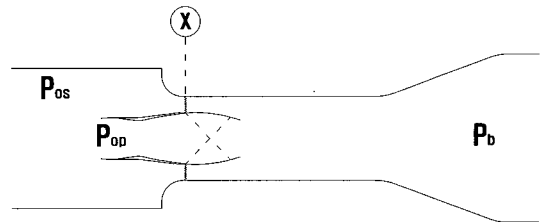


Fig. 2 Flow Choking at Ejector Nozzle Exit (x : Location of Ejector Nozzle Exit)

2.2.2.3 1차 유동 자유제트부에서 2차 유동이 질식되는 경우

배압이 충분히 낮은 경우, 2차 유동은 1차 노즐 출구 면에서는 질식하지 않는다. 그러나 이젝터 노즐에서 분출되는 1차 유동에 의해 2차 유동의 단면적이 좁아지면서 Fig. 3의 ①에서 2차 유동이 음속에 도달할 수 있다.

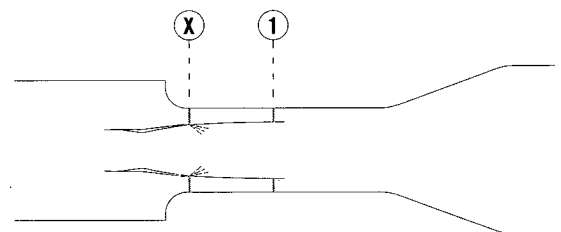


Fig. 3 Secondary Flow Choking at the 2nd Throat (x : Location of Ejector Nozzle Exit) (1 : Location of Normal Shock)

이 때 2차 유동의 단면적을 A_{\min} , 1차 유동의 단면적을 A_{\max} 로 하고 등 엔트로피 흐름을 가정 하면 다음과 같은 식이 도출된다.

$$\frac{A_{\max}}{A_{ip}} = \frac{w_{ip}}{w_{1p}} \left(\frac{1 - w_{ip}^2}{1 - w_{1p}^2} \right)^{\frac{1}{\gamma_p - 1}} \quad (4)$$

$$\frac{A_{\min}}{A_{is}} = \frac{w_{is}}{w_s^*} \left(\frac{1 - w_{is}^2}{1 - w_s^{*2}} \right)^{\frac{1}{\gamma_s - 1}} \quad (5)$$

마찰을 무시하면 일정 단면적의 운동량방정식은 임펄스 계수의 보존식이 된다.

$$J_{ip} + J_{is} = J_p + J_s \quad (6)$$

여기에서

$$J = m \sqrt{RT_o} \sqrt{\frac{(\gamma + 1)^2}{2\gamma(\gamma - 1)}} \left(w + \frac{w^{*2}}{w} \right) \quad (7)$$

Equation 6에 $\mu = \frac{m_s}{m_p}$ 를 대입하면

$$\mu \sqrt{\frac{R_s T_{os}}{R_p T_{op}}} \frac{(\gamma_s + 1)}{(\gamma_p + 1)} \sqrt{\frac{\gamma_p(\gamma_p - 1)}{\gamma_s(\gamma_s - 1)}} \quad (8)$$

$$= \frac{w_{is}(w_{1p} - w_{ip})(w_{ip}w_{1p} - w_p^{*2})}{w_{ip}w_{1p}(w_s^* - w_{is})^2}$$

한편, 질량유동률의 관계식으로부터

$$\mu \sqrt{\frac{R_s T_{os}}{R_p T_{op}}} = \frac{P_{os}}{P_{op}} \frac{A_{\min}}{A_p^*} \sqrt{\frac{\gamma_s(\gamma_p - 1)}{\gamma_p(\gamma_s - 1)}} \times \frac{w_s^*(1 - w_s^{*2})^{\frac{1}{\gamma_s - 1}}}{w_p^*(1 - w_p^{*2})^{\frac{1}{\gamma_p - 1}}} \quad (9)$$

Equation 5에 w_{is} 를 대입하여 A_{\min} 를 계산하고 Eq. 4에서 w_{ip} 를 구한다. Eq. 8에서 μ 를 계산한 후 Eq. 9에서 흡입압력(P_{os})을 계산한다.

2.2.3 이젝터 기본 치수와 흡입 성능 해석

Figure 4에 이젝터 시스템의 혼합부(Second Throat) 직경을 610 mm, 이젝터 노즐 목 직경을 100 mm로 고정시키고 시스템 성능을 지배하는 이젝터 노즐 출구 직경과 이젝터 흡입압력과의 관계를 나타내었다.

이젝터의 흡입 압력 변화를 분석했을 때 2차 유량이 작을수록, 노즐 출구 직경이 커질수록 흡입성능이 개선됨을 알 수 있다. 그러나 노즐 출구 직경이 어느 이상으로 커지게 될 경우 이젝터

시스템 내에서 노즐이 차지하는 면적이 커지게 되고 이로 인하여 혼합부에 도달하기 전에 2차 유량이 질식하게 된다. 그러므로 그림 상에서 흡입 성능이 가장 뛰어난 케이스는 2차 유량 2 kg/s, 노즐 출구 직경 440 mm인 경우로 이 때의 흡입압력은 8.863 kPa이다.

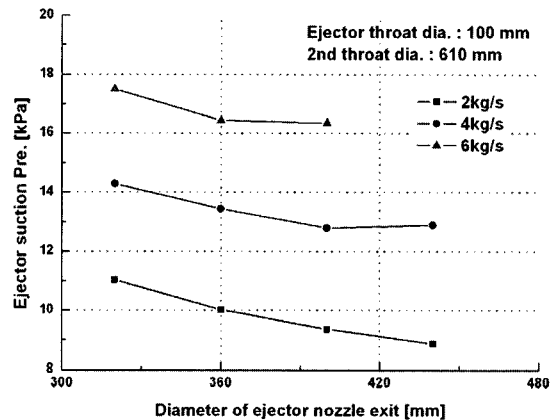


Fig. 4 Ejector Suction Pressure Variation

이젝터 설계점인 Fig. 1의 D점에서 시험실로 유입되는 질량 유동율은 2.36 kg/s로 Fig. 4의 2차 유량 2 kg/s인 경우와 유사하다. 이 경우 흡입성능이 가장 뛰어난 440 mm를 이젝터 노즐 출구 직경으로 결정할 수도 있다. 그러나 시험실에서 연소시험을 수행할 경우 배기가스 냉각을 위한 물 분사가 행해지며 이때 분사되는 냉각수의 양은 설비로부터 유입되는 유량과 유사한 수준이다.[9] 또한 냉각수 증발로 인한 유체의 체적 유량의 증대되는 것을 고려한다면 이젝터로 유입되는 공기의 유량은 약 6 kg/s 정도가 된다. 이를 고려하여 Fig. 4에서 유입 유동 6 kg/s 일 때의 최적 조건인 노즐 출구 직경 400 mm이 이젝터 구동에 적당할 것으로 판단하였다.

결정한 이젝터 노즐 목 및 출구 직경과 구동 압력, 구동 공기 유량을 Table 1에 정리하였으며 이젝터 기본 형상에 대하여 2차 유량의 변화에 대한 흡입압력의 변화 추이를 Fig. 5에 도식화하였다. 계산 결과 2차 유량이 2.36 kg/s, 이젝터 노즐 출구의 직경이 400 mm일 때 흡입 압력은

9.5 kPa로 설비 시동에 필요한 흡입압력 12.5 kPa보다 낮은 흡입 압력을 출력한다는 것을 알 수 있다.

Table 1. Geometry Data and Physical Condition of Ejector System

노즐 목 직경	100 mm
노즐 출구 직경	400 mm
제 2 스토틀 직경	610 mm
구동 압력	3.0 MPa(가변)
구동 공기 질량 유동율	56.5 kg/s(가변)

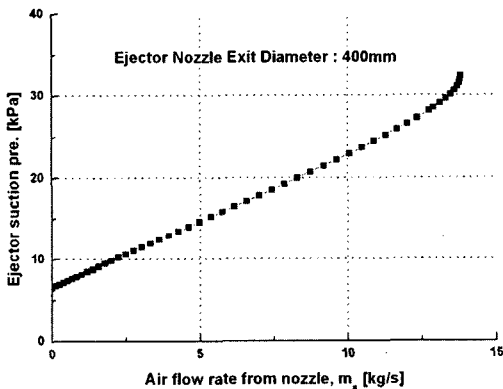


Fig. 5 Ejector Suction Pressure (Nozzle Exit Diameter : 400mm)

2.3 이젝터 형상 설계

이젝터 형상설계는 먼저 이젝터 단면적(직경)을 결정한 후 디퓨저 팽창부분 길이와 팽창각을 결정하는 순서로 이루어졌다. Fig. 6에 이젝터의 형상을 나타내었다.

디퓨저 후방부와 이젝터 노즐을 수납하는 부분은 고온 배기가스가 발생하는 연소 시험에 대비하여 4.6 m로 길게 설계하였다. 연소 시험을 수행할 경우에는 이젝터와 디퓨저 사이에 냉각용 물 분사부를 설치하고 이젝터 부분을 냉각하는 것과 동시에 증발 혼합을 위한 거리를 유지한다.

참고문헌 [6-8]에 따라서 직경 882 mm의 노즐

부에서 직경 610 mm의 혼합부 사이에 길이 1000 mm, 축소각 5°의 슈라우드를 설치하고 흡수성능 향상을 측정한다. 이젝터에서 제트가 혼합하기 위해 필요한 제 2 스토틀 부의 길이는 참고문헌[5]의 $L_{st}/DN=9$ (DN:이젝터 노즐 출구 직경)토대로 9.4를 추정하여 3.6 m로 설계하였다. 제 2 스토틀 부분의 L_{st}/D_{st} 는 5.9로 참고문헌[5]에서 제시한 실험 범위 내의 값에서 적정 값을 선택하였다.

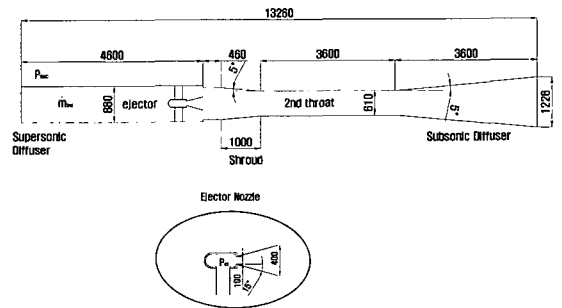


Fig. 6 Outline of Ejector System

또한 하류의 아음속 디퓨저 부분의 확장각을 5° 이상으로 선택하여 길이를 줄이는 것을 고려하였으나 이 경우 아음속 디퓨저 부분에서 발생하는 유동 박리로 인한 소음의 영향이 증가되는 경향이 있으므로 디퓨저 확장각은 5°로 정한다.[8] 제 2 스토틀에서 아음속으로 감속한 유동은 3.6 m의 아음속 디퓨저 부에서 압력을 회복하고 직경 1.2 m의 아음속 디퓨저 출구에서 유동을 배출한다.

이젝터 노즐로 유입되는 공기는 세 방위에서 공급되며 노즐 팽창각은 15°로 마하 4.5까지 가속된다.

3. 이젝터 유동특성 연구

3.1 이젝터 유동 가시화 기법

기본 설계 과정을 통해 결정된 형상을 바탕으로 수직 충격과 양상을 계산하였다. 이는 앞서 설계한 이젝터가 고온, 저압의 시험실 배기가스

를 효과적으로 배출하고 있는지 여부를 확인하기 위함이다. 해석에 사용된 프로그램은 FLUENT이다. 계산 격자는 59580개로 초음속 디퓨저 입구부와 이젝터 노즐 부분 그리고 대기로 배출되는 이젝터 후방 부분을 중심으로 격자를 생성하였다. 계산은 축대칭 비반응 난류 점성 유동을 대상으로 해석을 수행하였으며 정상(steady), 내재적(Implicit) 기법을 사용하였다. 공간 차분은 2차 정확도 풍상차분법(2nd order upwind)을 사용하였으며 난류 모델은 standard $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. 벽면은 no slip, 단열 벽면으로 가정하여 수치해석을 수행하였다.

3.2 설비 시험 종류에 따른 2차 유동의 성격

본 해석은 총 3가지 경우를 대상으로 수행하였다.

첫 번째는 공력시험만을 했을 경우이다. 설비에서 연소시험을 제외한 공력시험만이 수행될 경우 배기가스 냉각을 위한 물 분사가 필요하지 않다. 그 경우 2차 유동의 조건을 Table 2에 정리하였다.

Table 2. Condition of the Second Flow
(Aerodynamic Test only : Case 1)

전온도	300 K
설비 질량 유동율	2.36 kg/s

두 번째는 물 분사부에서 냉각을 하지 않는 연소 시험이다. 연소 시험시 램제트 엔진에서 배기되는 가스의 온도는 약 2000 K 정도에 달하며 이젝터로 유입되는 2차 유동의 전온도는 약 1300 K 이다.

Table 3. Condition of the Second Flow
(Without Water Cooling : Case 2)

전온도	1248 K
설비 질량 유동율	2.36 kg/s

세 번째는 물 분사로 시험실에서 분출되는 배기가스의 냉각이 이루어질 경우 시스템의 변화를 계산하였다. 이 때 분사되는 물의 유량은 설비에서 공급되는 유량과 동일한 양을 분사하도록 한다. 이 경우 냉각수의 증발로 인하여 유체의 체적 유량이 증가되는 것을 고려하기 위하여 설비에서 공급되는 유량과 냉각수 유량의 합계 유량의 1.4 배에 달하는 등가 공기 유량을 2차 유동으로 간주하고 계산하였다.[9] 2차 유동의 조건은 Table 4와 같다. 계산 과정에서 냉각수의 액주/액적의 분열 및 증발 과정은 고려하지 않았으며 냉각수는 300 K의 기체상으로 가정하였다.

Table 4. Condition of the Second Flow
(With Water Cooling : Case 3)

전온도	1248 K
전압력	28kPa
설비 질량 유동율	2.36 kg/s
냉각수 질량 유동율	4.24 kg/s
냉각수 온도	300 K

3가지 계산에 공통인 이젝터의 조건은 Table 5에 정리하였다.

Table 5. Condition of the Nozzle Inlet and Ejector Exit

이젝터 노즐 입구 조건	
전압력	3.0 MPa
전온도	300 K
이젝터 질량 유동율	56.5 kg/s
이젝터 출구(대기) 조건	
전압력	101 kPa

3.3 압력 분포

앞에서 나열한 3가지 경우의 정압력 분포를

Fig. 7에 정리하였다. 공력시험만 수행할 경우 디퓨저 부의 정압력은 약 9 kPa, 냉각하지 않은 연소시험의 경우 약 13 kPa, 냉각을 수행한 연소시험의 경우에는 25.9 kPa 정도의 압력 분포를 가졌다.

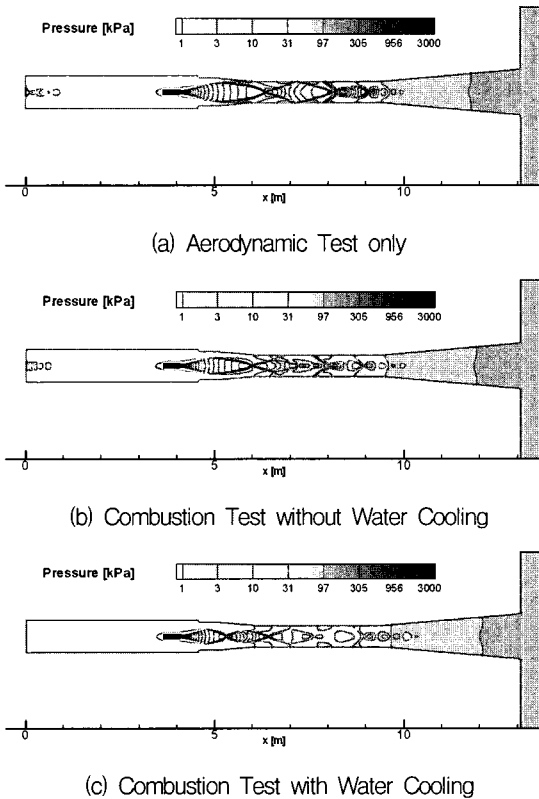


Fig. 7 Static Pressure Distribution

Figure 8에 이젝터 시스템 중심축의 압력 분포를 2차 유동의 성격에 따라 case 1에서 3까지 나타내었다. case 1(공력시험)과 case 2(냉각하지 않은 연소시험)는 각각 디퓨저 부 정압력이 9kPa, 13kPa이 형성되며 낮은 배압의 영향으로 인해 유입유동이 초음속을 형성하며 압축과 팽창을 반복하면서 각각의 압력에 수렴한다.

Case 3(냉각을 동반한 연소시험)는 냉각수에 의한 유량의 증가로 29kPa 정도의 디퓨저 부 압력을 형성하며 디퓨저 부 전체가 아음속 유동을

형성하고 이젝터 노즐에서 분출되는 1차 유동은 과소팽창을 거쳐 혼합부에 이르러서는 압력이 약 1 kPa정도까지 떨어지게 된다.

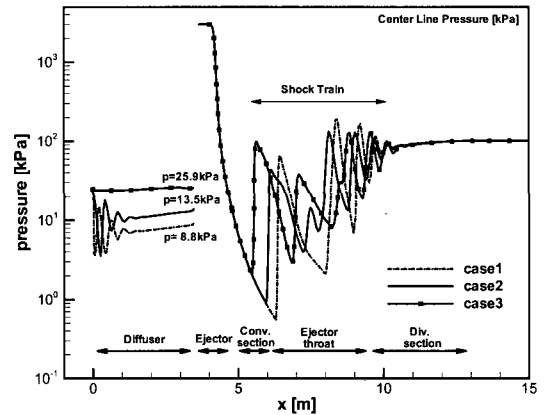


Fig. 8 Pressure Distribution along the Center Line

2차 유동은 이젝터 노즐로부터 분사되는 1차 유동과 만나면서 운동량 교환을 시작하며 다수의 충격파, 팽창파가 발생하는 shock train 영역과 혼합 영역을 거치면서 압력이 상승, 대기압 수준을 회복한 후 시스템 외부로 분출된다.

3.4 마하수 분포

이젝터 노즐에서부터 대기까지의 마하수 분포와 속도 분포를 Fig. 9와 Fig. 10에 나타내었다.

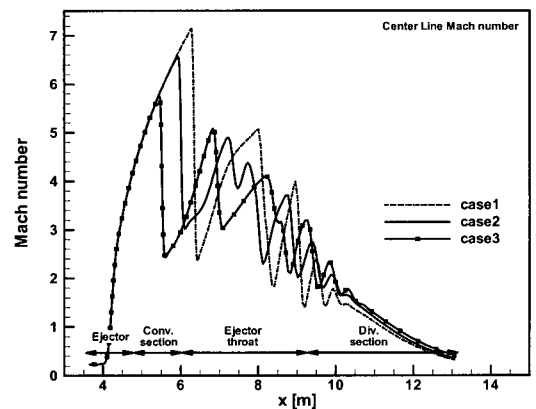


Fig. 9 Mach Number Distribution along the Centerline

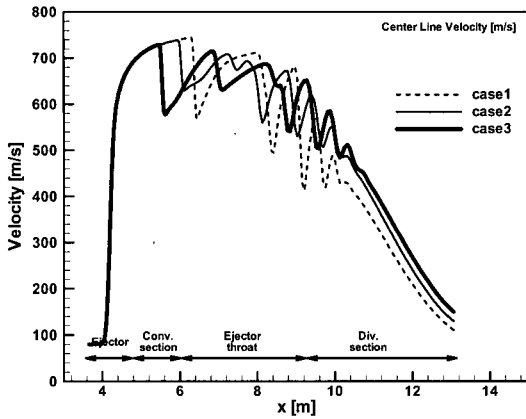


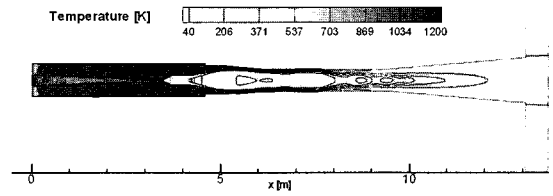
Fig. 10 Velocity Distribution along the Centerline

Case 1은 마하 7까지 팽창한 반면 case 2와 case 3은 팽창의 정도가 마하 6.5, 마하 5.8 정도로 case 1에 비하여 작다는 것을 알 수 있다. 이는 case 2의 경우 디퓨저로 유입되는 2차 유량의 온도가 1200 K로 case 1의 300 K 보다 높다. 따라서 디퓨저 부의 압력도 상승한다. 그러므로 case 2의 팽창은 case 1에 비하여 1차 유동의 팽창이 작으며 이로 인하여 출구 마하수가 낮아지게 된다. case 3의 경우는 물 분사로 인한 2차 유량 증가로 인해 팽창의 정도가 감소하게 된 경우로 볼 수 있다. 이를 통하여 2차 유동의 유량 및 온도가 증가함에 따라서 1차 유동의 팽창이 감소한다는 것을 알 수 있었다. 또한 1차 유동의 팽창에는 2차 유동의 온도 증가보다는 유량의 증가에 따른 팽창의 감소가 더욱 심하다.

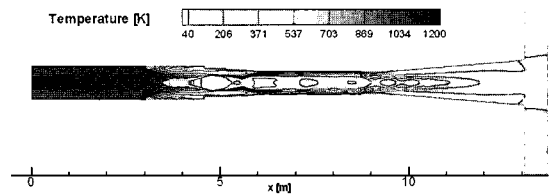
3.5 온도 분포

Case 2와 case 3의 온도 분포를 Fig. 11에 나타내었다.

Case 1은 시험실에서 유입되는 2차 유량의 온도가 300 K 에 불과하므로 온도 해석의 경우에서 제외하였으나 이젝터에서 분출된 1차 유동은 과소팽창하면서 약 40 K 정도까지 온도가 감소하며 다수의 압축, 팽창을 거치면서 상온을 회복하고 대기로 분출된다.



(a) Combustion Test without Water Cooling



(b) Combustion Test with Water Cooling

Fig. 11 Temperature Distribution

이젝터 노즐에서 대기까지의 온도 분포를 Fig. 12에 나타내었다.

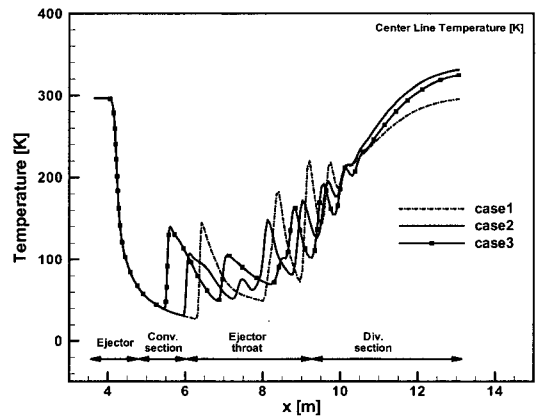


Fig. 12 Temperature Distribution along the Ejector Centerline

Case 2는 이젝터 시스템 내에서의 물 분사가 없기 때문에 혼합부 중반부까지 약 1000 K의 온도 분포를 보인다. 그러나 case 3은 물 분사부를 거치면서 약 500 K 정도로 온도가 감소된다는 것을 알 수 있다. case 2와 case 3의 유동은 이젝터 노즐 부를 지나면서 1차 유동과 만나 혼합 과정을 거친 후 이젝터 출구 부에서의 약 340 K의 상온을 회복하여 분출된다. 냉각으로 인한 효

과를 좀 더 비교하기 위해서 이젝터 벽면에서의 온도분포를 Fig. 13에 도식하였다.

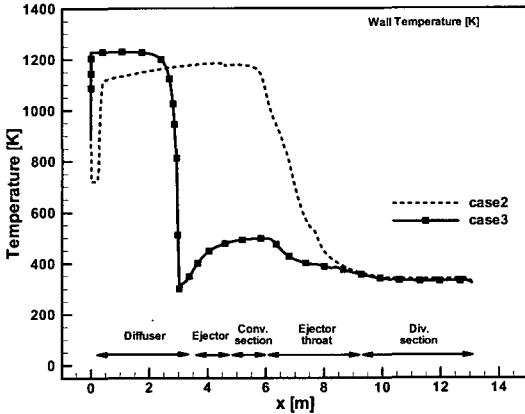


Fig. 13 Temperature Distribution along the Ejector Wall

Case 2와 case 3의 벽면 온도 분포를 비교한 결과 물 분사로 인하여 벽면의 온도가 급격하게 떨어지는 것을 알 수 있다. 시스템 중앙부에서의 온도 분포는 두 케이스가 별 차이가 없으나 벽면 온도의 경우 냉각을 수행한 경우가 급격하게 낮아지므로 냉각수가 cooling jacket 역할을 할 것으로 예상된다.

4. 결 론

램제트 엔진 지상추진시험설비의 시동압력비를 맞추고 고고도 환경을 모사하기 위하여 이젝터 배기 시스템을 설계하였다. 시험설비의 구동 범위 내에서 가장 큰 시동압력비가 걸리는 작동점(마하 5, 고도 25 km)에서 필요한 시동압력비는 107이다. 이 경우 시험실 후방에서는 압력 12.5 kPa을 조성해야만 한다.

이젝터 시스템의 기본 설계에는 일본 JAXA의 RJTF에 사용된 공기 이젝터 설계 프로그램인 EJSIMP 코드를 적용하여 설계를 수행하였다. 이젝터 노즐 직경의 변화에 따른 흡입압력 변화를 계산한 결과, 마하 5, 고도 25km의 환경을 모사

하는 시험실에서 분출된 2차 유동이 2.36 kg/s, 이젝터 노즐 출구의 직경이 400 mm일 때 흡입압력 9.5 kPa을 출력한다는 것을 알게 되었다. 이 값은 램제트 시험설비를 구동하기 위하여 조성하여야 하는 압력 12.5 kPa보다 적은 값이므로 램제트 시험설비를 구동하기에 충분한 흡입압력을 조성한다는 것을 알 수 있었다.

기본 설계한 이젝터 시스템 내부의 충격과 이상 및 압력 회복 추이를 관측하기 위하여 FLUENT를 이용하여 해석을 수행하였다. 유동 해석은 시험실에서 수행되는 시험 조건에 따라 공력시험, 냉각하지 않은 연소시험 그리고 냉각을 한 연소시험을 대상으로 수행하였다. 계산 결과 시험실에서 분출된 2차 유동은 이젝터 노즐로부터 분출되는 1차 유동과 만나면서 운동량 교환을 시작하고 제 2 스토클 부에 생성되는 pseudo-shock 영역을 거치면서 압력이 상승, 이젝터 출구에서 대기압 수준을 회복하여 배출된다. 시험실 후방 즉 이젝터 시스템 입구에서의 압력 분포는 공력시험의 경우 약 8 kPa, 연소시험의 경우 15~20 kPa의 압력 분포로 EJSIMP 해석 결과와 비슷한 양상을 보였다.

연소시험을 할 경우 냉각을 하지 않아도 이젝터 출구 온도가 340 K 정도로 냉각을 수행한 경우와 차이가 없었다. 그러나 냉각을 하지 않을 경우 혼합부 중반부까지 고온을 유지하며 반복 시험시 시스템에 미칠 영향을 고려하여 디퓨저 부에서의 냉각이 필요하다는 것을 알 수 있었다.

본 연구 결과는 FLUENT를 제외한 기타 상용 코드(FASTRAN)를 이용한 연구 결과와의 비교 분석을 수행하여 타당성을 검증한 후 시스템의 제작에 활용할 계획이다. 또한 향후 이젝터를 포함한 램제트 엔진 지상추진시험설비가 구축될 경우 기존에 수행한 이젝터 성능해석 및 설계결과와 성능시험의 결과를 비교 분석하여 정리할 계획이다.

1. Tohru Mitani et al. , "Subscale Wind Tunnels and Supplemental Studies of SCRAMJET Engine Tests", TR-1458, 2003, JAPAN, pp.172-177
2. Tohru Mitani, "Lectures on Ramjet System and Evaluation", NAL, 2002
3. 이양지, 차봉준, 양수석, 김형진, "초음속 지상추진시험설비의 기본설계기법 연구", 한국추진공학회지, 제7권 제4호, 2003, pp. 53-62
4. J. Fabri and J. Paulon, "Theory and Experiments on Supersonic Air to Air Ejectors", NASA TM 1410, 1958
5. "High Altitude Test Facility for Rocket Engines at NAL", NAL TR-454, 1976, pp. 21-23
6. H. Miyazima et al. , "Experiments on Steam Ejectors for Rocket Engine Altitude Simulation", NAL TR-566, 1979
7. H. Miyazima et al. , "Design Calculation of Diffusers for Rocket Engine Altitude Simulation", NAL TM-313, 1976
8. H. Miyazima et al. , "Effects of Subsonic Diffuser and Nozzle Contour on The Performance of Zero-Secondary-Flow Ejector", NAL TR-493, 1977, pp.23-24
9. Tohru Mitani et al. , "Subscale Wind Tunnels and Supplemental Studies of SCRAMJET Engine Tests", NAL TR-1458, 2003, pp.167-168