

상온 가스를 이용한 이젝터의 설계와 성능에 관한 연구

유이상^a · 김태완^a · 김민석^a · 고영성^{a,*} · 김선진^b

A Study on Design and Performance of an Ejector Using Cold Gas

Isang Yu^a · Taewoan Kim^a · Minseok Kim^a · Youngsung Ko^{a,*} · Sunjin Kim^b

^aDepartment of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

^bDepartment of Fire safety Engineering, Chungnam State University, Korea

*Corresponding author. E-mail: yoko5@cnu.ac.kr

ABSTRACT

This paper describes an ejector design technique which used for simulating low pressure environment corresponding to high altitude. Also the ejector performance characteristics was investigated according to performance and geometric variables by cold gas flow test. Entrainment ratio, compression ratio and expansion ratio were designated as performance variables and an ejector gap ratio was designated as a geometric variable. A relationship between the performance variables to predict the ejector performance was identified and it was confirmed that the performance variables have much more effective than the ejector gap ratio through the ejector cold gas flow test.

초 록

본 연구에서는 고고도의 저압환경 구현을 목적으로 사용되는 이젝터의 설계기법을 정립하고 상온가스를 이용한 실험을 통하여 성능변수와 형상변수에 따른 이젝터 작동 특성을 관찰하였다. 유량비, 압축비, 팽창비를 성능변수로 선정하고, 간극비를 형상변수로 선정하여 실험을 수행하였다. 실험결과 이젝터의 성능을 예측할 수 있는 성능변수들의 관계를 파악하였으며, 간극비 보다는 성능변수가 이젝터의 성능에 큰 영향을 미치는 것을 확인하였다.

Key Words: Entrainment Ratio(유량비), Compression Ratio(압축비), Expansion Ratio(팽창비), Ejector(이젝터), Gap Ratio(간극비)

Nomenclature

Received 26 December 2014 / Revised 10 March 2015 / Accepted 14 March 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회(2014. 12. 17-19,

강원랜드 호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

\dot{m}_p : Flow rate of primary flow

\dot{m}_s : Flow rate of secondary flow

P_0 : Primary flow pressure

- P_1 : Secondary flow pressure
- P_2 : Mixed flow pressure
- D_t : Nozzle throat diameter
- D_n : Nozzle exit diameter
- D_m : Diameter of conical mixing chamber
- D_c : Diameter of cylindrical mixing chamber
- D_e : Diffuser exit diameter
- D_i : Diameter of ejector vacuum chamber inlet
- L_{gap} : Ejector gap length
- L_m : Length of conical mixing chamber
- L_c : Length of cylindrical mixing chamber
- L_e : Diffuser length
- η_n : Coefficient in diverging expansion part of nozzle

1. 서 론

항공우주분야에서 주로 고고도의 저압 환경을 모사하기 위해 사용되는 이젝터는 산업혁명 당시 증기기관에서도 사용되었을 만큼 구조와 원리가 간단하다. 구조와 원리가 간단한 장점을 가지기 때문에 여러 산업 분야에서 많이 이용되고 있는 기계 장치이다. 특히 항공우주 분야에서는 고고도 환경에서 추진기관이 작동하기 때문에 지상 대기 환경과 다른 저압 환경을 모사하여 가스터빈, 발사체 엔진, 인공위성 등의 안정성, 신뢰성을 확보하기 위한 시험은 반드시 이루어져야 한다[1-3].

항공우주 추진기관의 고고도 저압 환경을 모사하기 위한 방법으로는 크게 진공 펌프를 이용하는 방법, 디퓨저를 이용하는 방법, 디퓨저와 이젝터를 동시에 이용하는 방법이 있다. 이중 진공 펌프를 이용하는 방법은 인공위성, 추력기 등과 같이 연소생성물의 온도가 비교적 낮고 유량이 매우 작은 경우에만 제한적으로 사용될 수 있다. 디퓨저를 이용하는 방법은 구조적으로 간단하며 진공펌프를 이용하는 방법보다는 온도와 유량 제한을 덜 받지만, 고고도 환경에서의 초기 점화 특성을 살펴볼 수 없고 이젝터를 사용하는 방법 보다 저압 구현 정도가 낮다. 디퓨저와 이

젝터를 동시에 사용하는 방법은 전술된 두 가지 방법 보다는 구조적으로는 복잡하지만, 이젝터를 이용해서 진공 환경을 먼저 구현하기 때문에 점화 특성까지 볼 수 있으며 일반적으로 디퓨저만을 이용하는 방식보다 모사 가능한 고도가 높다는 장점을 가진다[1-5].

본 연구에서는 산업 여러 분야에서 활용되고 있는 이젝터를 이용하여, 항공우주 추진기관의 고고도 저압환경 구현을 위한 이젝터의 설계기법을 정립하고 상온가스를 이용한 실험을 통해 이젝터의 성능 변수에 대하여 확인하고자 한다.

2. 본 론

2.1 이젝터의 작동 원리 및 주요 변수

이젝터의 작동원리는 Fig. 1과 같이 저속 고압의 주유동에 의해 수축-확산을 가지는 노즐을 통과하게 되면, 고속 저압이 되는 주유동의 모멘텀에 의해 부유동이 유도하게 되면서 노즐 주위 즉, 이젝터 챔버 내부의 압력이 저압환경으로 모사된다.

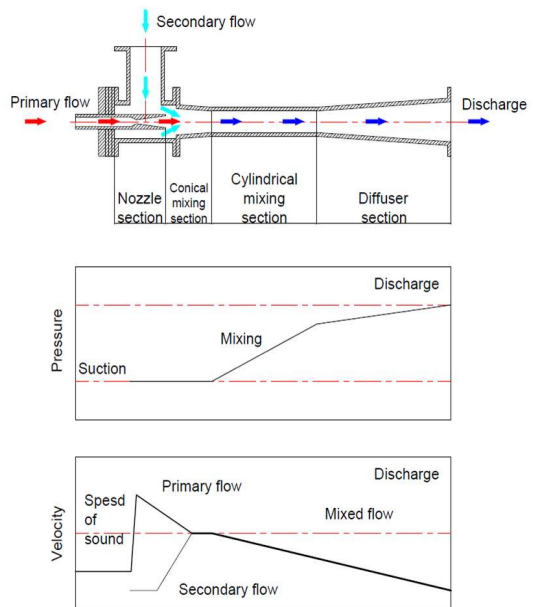


Fig. 1 Basic concept of ejector.

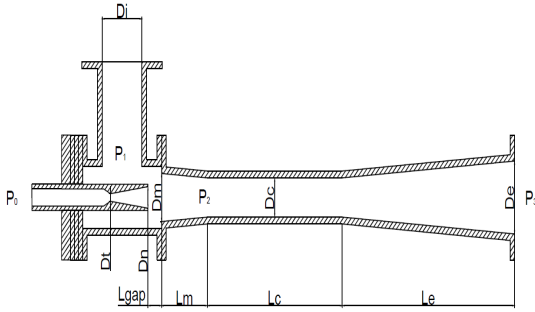


Fig. 2 Design parameter of ejector.

Fig. 2는 설계/제작하여 실험에 사용된 이젝터, 이젝터의 주요 설계 형상 변수를 보여주고 있다.

이젝터의 주요 성능 변수로는 유량비(부유동/주유동), 팽창비(주유동 압력/부유동 압력), 압축비(후류 압력/부유동 압력)가 있으며, 주요 형상 변수로는 길이 대 직경비(L/D), 이젝터 입구 직경과 노즐에서부터 이젝터 입구까지의 거리비(L_e)등이 이젝터 성능에 영향을 주는 변수로 알려져 있다[3-10].

2.2 이젝터 설계 및 제작

본 연구에서 사용하는 이젝터는 이론식과 경험식을 바탕으로 설계하였다[6-10]. 전술한 바와 같이 이젝터는 노즐을 통과한 주유동에 의하여 일차적인 저압환경이 조성되고, 부유동이 흡입될 때 이차적으로 안정화된 저압환경을 구현한다. 따라서 목표하고자 하는 압력과 흡입하는 부유동 유량이 이젝터 설계에 중요한 설계 변수가 된다. 시험설비의 조건에 맞추어 결정되는 주유동 압력과 구현하고자 하는 부유동 압력이 결정되게 되면, 유량비, 팽창비, 압축비가 결정되게 된다. 이렇게 결정된 조건을 이용하여 주유동 노즐 형상을 결정하고 유량비와 면적비에 따라서 이젝터를 설계한다.

2.2.1 초음속 노즐 설계

초음속 노즐은 구현하고자 하는 조건에서의 압력과 유량비와 팽창비를 구현 하도록 설계자가 고려하여 다음과 같은 Eq. 1, 2로 설계 한다.

$$\dot{m}_p = \frac{A_t P_0}{\sqrt{T_0}} \sqrt{\frac{\gamma_p}{R_p} \left(\frac{2}{\gamma_p + 1} \right)^{\frac{\gamma_p + 1}{\gamma_p - 1}}} \quad (1)$$

$$\frac{P_0}{P_2} = \left(1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma_p}{\gamma_p - 1}} \quad (2)$$

2.2.2 이젝터 설계

이젝터의 경우 혼합되는 영역에서 주유동, 부유동의 압력으로 인하여 aerodynamic throat이 형성되기 때문에 이것을 설계 시 고려하여야 한다. Aerodynamic throat은 노즐을 통과한 유동이 일정한 면적과 압력을 가짐에 따라, 주유동과 부유동을 구분 짓는 가상의 경계면이 형성되는 것이다.

이젝터의 설계를 하기위해서 다음과 같은 몇 가지 가정이 필요하다. 첫째, 유동, 압력, 유량은 정상상태이다. 둘째, aerodynamic throat은 일정하게 유지 된다. 셋째, 혼합 유동은 혼합구간에서 완전히 혼합되고 초음속 유동이라면 수직충격파는 이젝터 실린더부에 존재한다[10].

주유동과 부유동의 유량비는 다음과 같은 Eq. 3, 4로 표현 할 수 있으며 유량비는 혼합챔버의 입구에서의 식으로 표현 할 수 있다.

$$\omega = \frac{\dot{m}_{s1}}{\dot{m}_{p1}} = \frac{P_1}{P_0} \frac{A_{sm}}{A_{pm}} \left(\frac{T_{p0}}{T_{s2}} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{R_p}{R_s} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{f_m(\gamma_s, M_{s1})}{f_m(\gamma_p, M_{p1})} \quad (3)$$

$$f_m(\gamma, M) = \frac{m}{PA} (RT_0)^{\frac{1}{2}} = M \left[\gamma \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

주유동에 의해 이젝터 혼합영역에서 결정되는 면적은 다음 Eq. 5와 같이 표현 할 수 있다.

$$A_{s2} = A_m - A_{p2} \quad (5)$$

따라서 이젝터를 설계하기 위하여 계산되는 노즐과 주유동의 면적비를 Eq. 6에 대입하면 Eq.

7과 같이 정리 할 수 있다.

$$\frac{A_m}{A_t} = \frac{1}{M_{p2}} \left(\frac{2}{\gamma_p + 1} \right)^{\frac{\gamma_p + 1}{2(\gamma_p - 1)}} \left(1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{p2}^2 \right)^{\frac{\gamma_p + 1}{2(\gamma_p - 1)}} \quad (6)$$

$$\times \left[1 + \frac{\eta_n - 1}{2\eta_n} (\gamma_p - 1) M_{p1}^2 \right]^{\frac{-\gamma_p}{\gamma_p - 1}}$$

$$\frac{A_{p2}}{A_t} = 1 - \frac{1 - (A_{p2}/A_m)}{A_{s2}/A_{sm}} \frac{1}{M_{p2}} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (7)$$

$$\times \left[1 - \frac{\frac{\gamma_p - 1}{2} M_{p2}^2}{\eta_n \left(1 + \frac{\gamma_p - 1}{2} M_{p2}^2 \right)} \right]^{\frac{-(\gamma_p + 1)}{2(\gamma_p - 1)}}$$

이젝터 혼합부 영역에서의 마하수를 1로 고려하면 Eq. 6으로부터 혼합부영역에서의 압력 비를 Eq. 8과 같이 얻을 수 있게 되기 때문에 aerodynamic throat을 고려하는 이젝터를 설계 할 수 있다.

$$\frac{P_{s2}}{P_{p2}} = \left(\frac{P_{pm}/P_{p0}}{P_{p2}/P_{p0}} \right) \left(\frac{A_{pm}/A_p^*}{A_{p2}/A_p^*} \right) (1 + \gamma_p M_{p2}^2) - (1 + \gamma_p M_{p2}^2) \quad (8)$$

$$= \frac{1 - (A_{p1}/A_m)}{A_{p1}/A_m} \left[\left(1 + \gamma_s M_{s2}^2 \right) - \frac{P_{sm}/P_s}{P_{s1}/P_s} \frac{1 + \gamma_s}{A_{s1}/A_{sm}^*} \right]$$

이젝터 혼합부 입구 직경, 이젝터 실린더 길이 분, 확산부의 길이는 앞서 유도한 식에서 계산된 면적비와 추천치를 이용하여 상세 설계한다. 이젝터 혼합부의 길이(L_m)와 직경(D_m)은 수축각이 3~5°가 되도록 선정하고, 이젝터 실린더부의 길이(L_c)는 직경(D_c)의 6~8배가 되도록 선정하고, 디퓨저부의 길이(L_e)와 직경(D_e)은 확산각이 8~10°가 되도록 선정한다[6].

본 연구에서는 주유동 유체와 부유동 유체 모두 조성이 동일한 상온 가스를 이용하여 실험

Table 1. Performance parameter of ejector.

Parameter	Value
Limit Entrainment ratio (\dot{m}_s/\dot{m}_p)	0.5
Expansion ratio (P_0/P_1)	40
Compression ratio (P_3/P_1)	2
A_m/A_t	41.82
$A_m/A_c(\Psi)$	1.51
A_j/A_t	27.74
A_e/A_c	3.46
$(L/D)_m$	1.47
$(L/D)_c$	5
$(L/D)_e$	3.84
$L_s (L_{gap}/D_m)$	9.3

할 예정이어서 DAE(Dry Air Equivalent)로 환산 없이 초기 선정된 압력비와 유량비 조건에서 동일 물성치를 가지는 값으로 설계를 하였다. 스팀이나 물과 같이 사용 유체가 변경 될 경우 물 성치 값이 바뀌게 되어 유량비 값이 변화되기 때문에, 반드시 실유체를 DAE로 환산하여 설계를 진행하여야 원하는 이젝터의 성능을 얻을 수 있다[11].

이론식과 경험식을 바탕으로 설계/제작된 이젝터의 설계 변수는 다음의 Table 1과 같이 정리할 수 있다.

23 실험 장치 및 방법

설계/제작된 이젝터 설계시 면적비는 고정하였으므로 유량비를 조절하면서 압축비와 팽창비에 따른 성능을 확인하고, 노즐 출구에서 이젝터까지 길이를 조절하여 실험을 수행하였다.

이젝터의 성능에 영향을 주는 변수인 유량비와 간극의 변화를 통해서, 이젝터에 의하여 형성되는 진공 챔버 압력과 이젝터 벽면 압력을 확인하기 위하여, Fig. 3와 같이 압력 센서를 설치하였다.

또한 이젝터의 성능을 파악하기 위해서는 실

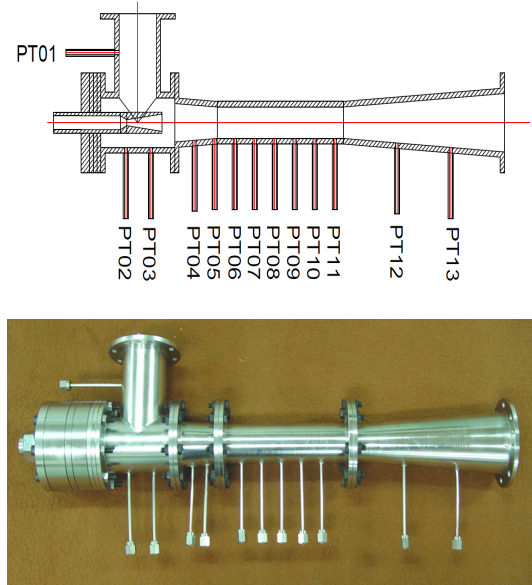


Fig. 3 Design and manufacture of ejector.

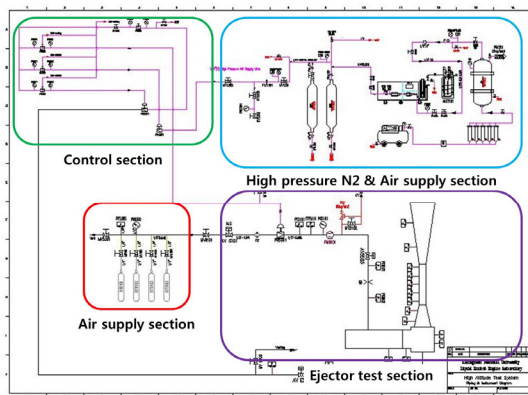


Fig. 4 Piping & instrument diagram of ejector test facility.

험에 사용될 고압 가스 공급설비 구축이 필요하다. 상온 고압 질소 및 공기 공급부, 상온 이젝터 시험부, 자료 획득 및 제어 계측부로 Fig. 4에서 보는 바와 같이 구성하였다.

이젝터 실험 장치는 Fig. 5에서 보는바와 같이 노즐을 통과한 주유동을 축 방향으로 공급하며, 부유동은 이젝터 입구를 통해서 수직 방향으로 공급하도록 장치를 구성하였다.

부유동과 주유동의 유량비(\dot{m}_s/\dot{m}_p) 변화를 통

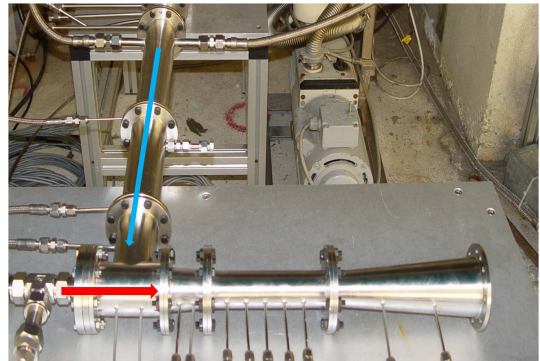


Fig. 5 Cold gas ejector test facility.

한 이젝터 성능의 영향을 판단하기 위해 오리피스를 사용하여 부유동 유량을 조절 할 수 있도록 하였으며, 질량유량계를 사용하여 실험에 사용되는 유체의 유량을 실시간으로 계측하였다. 또한, 이젝터는 진공 기밀성 유지가 중요하기 때문에 실험을 수행하기 전에 각 연결부의 제작성 및 조립성, 기밀성 확인을 위해 진공펌프를 이용하여 기밀 테스트를 수행하여 실험의 신뢰성을 높이고자 하였다.

3. 이젝터 성능 실험 결과

이젝터의 경우 노즐을 통과한 주유동에 의해 부유동이 유도되어 혼합되며, 이때 aerodynamic throat이 결정된다. 따라서, 유량비, 압축비, 팽창비는 서로 상관관계를 가지고 있으며, 이젝터의 성능에 영향을 주게 된다. 유량비, 압축비, 팽창비를 성능변수로 선정하고, 간극비를 형상변수로 선정하여 실험을 진행하였다.

3.1 이젝터 성능 변수 실험

설계/제작된 이젝터의 성능을 확인하기 위해서 실험을 통해서, 설계 압력에서의 팽창비와 압축비를 확인하였다. 주유동 전압력을 20 bar에서 40 bar로 올라가면서 유량비, 압축비 및 팽창비 변화 실험을 수행하였다. 정확한 확인을 위해서 이젝터 벽면 압력을 위치별로 확인하였다. Fig. 3에서 이젝터 압력센서 위치를 확인 할 수 있다.

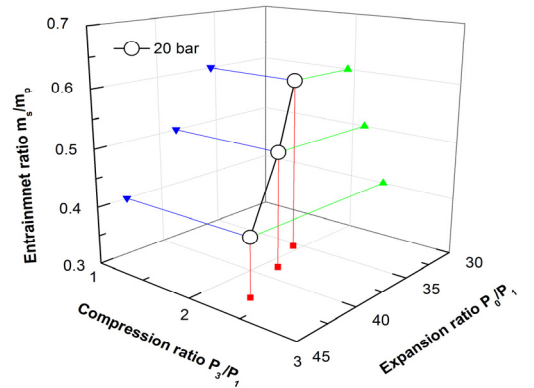


Fig. 6 Performance of design point at 20 bar.

Table 2. Result of ejector performance test at 20 bar.

Parameter	Value		
Entrainment ratio (\dot{m}_s/\dot{m}_p)	0.4	0.5	0.6
Expansion ratio (P_0/P_1)	42.79	38.6	35.4
Compression ratio (P_3/P_1)	2.33	2.12	1.93

예로 20 bar의 경우 유량비 0.4, 0.5, 0.6인 조건이 되도록 시험을 수행한 결과는 Fig. 6과 Table 2와 같이 정리되며, 시험 조건에서의 팽창비, 압축비를 확인할 수 있다. 이젝터 설계점인 팽창비 40, 압축비 2, 유량비 0.5가 앞서 확인된 성능 곡선과 결과를 통해볼 때 설계/제작된 이젝터가 설정된 변수 값들로 설계되어 성능 구현이 잘 되고 있음을 확인하였다. 또한 20 bar에서 40 bar까지 이르는 주유동 압력을 변화시키고 유량비를 변수로 실험을 수행하면서 각 실험에서의 압축비, 팽창비를 통해서 설계/제작된 이젝터의 초음속 영역에 대한 성능 곡선을 Fig. 7과 같이 확인하였다. 이젝터의 성능은 앞서 언급한 바와 같이 aerodynamic throat에 의해 좌우되고, 유량비, 압축비, 팽창비가 서로 상관관계를 가지고 있다. 따라서, 실험에서 확인된 Fig. 7과 같은 3차원 이젝터 성능 곡선을 통해서 고고도 저압 환경을 구현하고자 하는 항공우주 추진기관의

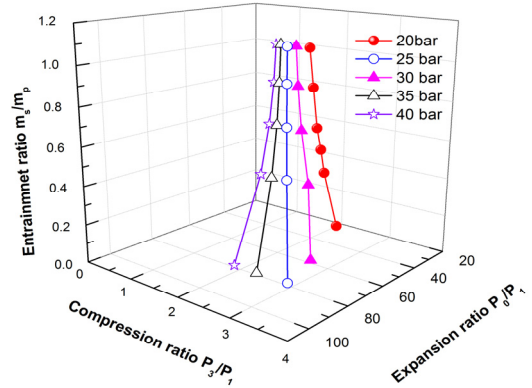


Fig. 7 Three dimensional ejector solution surface.

목표 압축비, 팽창비 정보가 있으면 유량비를 예측할 수 있게 되어, 설계/제작된 이젝터의 구현 가능성을 검토하고 실험을 수행할 수 있다.

이젝터는 전술한 바와 같이 유량비, 압축비, 팽창비가 상관관계를 가지므로 유량비에 따른 20 bar에서 40 bar까지의 변화되는 이젝터 진공 챔버 압력을 살펴보면 Fig. 8와 같은 결과를 얻을 수 있다. 이젝터의 형상 변화 없는 기본 설계 형상에서 수행이 되었기 때문에, 설계 조건인 20 bar, 한계 유량비 0.5에서는 팽창비 40, 압축비 2 이므로 즉, 380 torr가 진공챔버 압력을 형성하여야 한다. 실험 결과를 보면 설계 조건인 20 bar에서 유량비 0.5 이상으로 유량비가 증가하게 되면 챔버 내부의 압력이 설계 압력 이상으로 상승하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 20 bar의 압력보다 높은 압력 범위에서 유량비에 따라 챔버 압력의 폭이 커지는 이유도 이는 면적변화 없는 고정된 형상을 가지는 이젝터에서 주유동 압력, 유량비에 따라 변화되는 주유동 유량과 부유동 유량이 주유동의 모멘텀 효과에 의해 형성되는 aerodynamic throat에서 부유동을 원활하게 유도하여 흡입을 하지 못하였기 때문이다.

Fig. 9와 같이 챔버 압력 및 이젝터 벽면 압력을 살펴보면, 설계 압력인 20 bar일 경우 한계 유량비인 0.5 이하에서는 설계 이젝터 진공 챔버와 혼합영역의 압력은 380 torr 이하로 유지되고 있다. 이젝터의 혼합영역에서 주유동과 부유동이 원활하게 혼합되어 이젝터를 빠져나가면서 이젝

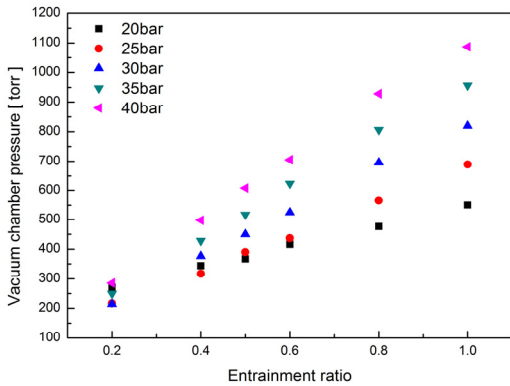


Fig. 8 Vacuum chamber pressure with entrainment ratio.

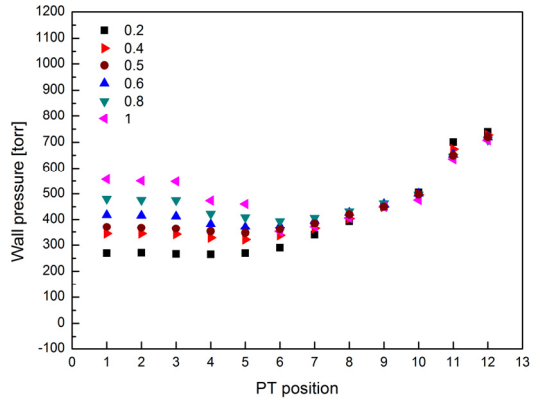


Fig. 9 Ejector wall pressure at 20 bar of primary flow pressure.

터 진공 챔버의 압력을 상승시키지 않고 목표 구현 압력이 형성됨을 확인할 수 있으며, 유량비 0.5 이상에서는 이젝터 진공챔버의 압력이 혼합 영역의 압력보다 높은 현상을 보여주고 있는데 이것은 주유동에 유도되는 부유동이 혼합영역에서 주유동 모멘텀 효과에 의해 혼합되어 빠져나가지 못하고 있음을 벽면 압력 데이터를 통해서 확인할 수 있다.

3.2 이젝터 형상 변수 실험

이젝터는 형상변수로 각 영역의 L/D와 이젝터 직경과 노즐에서부터 이젝터 입구까지의 거리인 간극의 비 즉, 간극비(L_s)가 있고 이 형상 변수들을 조절하면 성능이 변화되게 된다. 본 실험에서는 면적비를 변화시키는 방법이 아닌 노즐 위치를 변경시켜가면서 간극비의 영향을 살펴보았다.

이젝터 간극비는 개략도에서 보는 바와 같이 L_{gap}/D_m 으로 정의할 수 있고, 노즐 부에 더미를 추가하여 Table 3에서 보이는 바와 같이 간극 변화를 주었다. 이젝터의 추천범위는 0.25~1.5로 알려져 있다[9,10].

Fig. 10에서 보는 바와 같이 간극비에 따른 이젝터 진공 챔버 내부 압력은 추천 범위와 비슷한 범위를 가지며, 추천 범위 내에서 간극비가 길어질수록 이젝터의 성능이 향상되는 것을 확인하였다. 유량비 변화 실험과 같이 압력 변화가

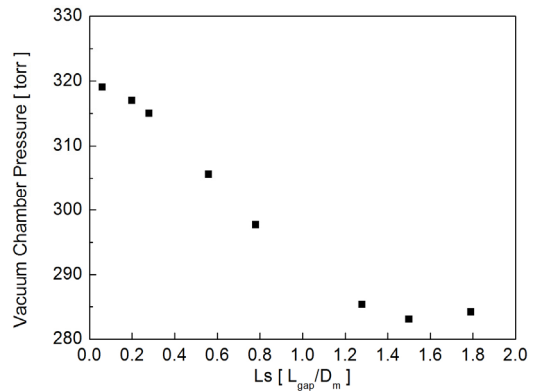


Fig. 10 Vacuum chamber pressure at 20 bar with L_s .

Table 3. L_s with L_{gap} .

L_s	L_{gap} [mm]
0.06	2
0.20	7
0.28	9.6
0.56	19.3
0.78	27
1.28	44.3
1.5	51.9
1.79	61.9

크지 않지만, 약 40 torr 내외의 압력 변화를 보여주었다. 이것은 주유동 유체와 부유동 유체의 혼합 유량이 혼합부에서 완전 혼합되어 이젝터를 빠져나가는데 일정 길이 이상만 확보가 되어 진다면 성능에 큰 영향을 주지 않는다는 것을 의미한다.

4. 결 론

본 연구에서는 저압환경 구현이 가능한 이젝터를 설계/제작하고 상온가스를 이용한 이젝터의 실험을 통해 성능변수인 유량비, 압축비, 팽창비의 상관관계와 성능을 확인하였다. 성능변수인 유량비, 압축비, 팽창비의 경우 이젝터 성능에 큰 영향을 주는 것을 확인하였고, 3차원 이젝터 성능 곡선을 통해서 압축비, 팽창비가 결정되면 목표로 하는 시험 대상물의 구현 환경을 조성하기 위한 유량비를 예측할 수 있다. 실험에 사용된 이젝터의 경우 더 낮은 저압환경을 구현하기 위해서는 추천 간극비를 통해 충분히 늘려주게 되면 이젝터의 면적 변화 없이도 40 torr 내외의 압력을 조절하여 시험을 수행하는데 문제가 없음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 충남대학교 2014년 자체연구과제 지원사업의 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Yu, I.S., Jeon, J.S., Kim, T.W., Ko, Y.S., Kim, S.J. and Han, Y.M., "A Study on Performance of an Ejector Using Cold Gas," *KSPE Fall Conference*, Yeosu, Jeollanam-do, Republic of Korea, PP. 272-275, Nov. 2012.
2. Yu, I.S., Jeon, J.S., Ko, Y.S., Kim, Y., Kim, S.J., Han, Y.M. and Kim, S.H., "A Study on Performance of an Ejector according to Entrance Gap using Cold Gas," *KSPE Spring Conference*, Busan, Republic of Korea, PP. 378-381, May 2013.
3. Yu, I.S., "Study on Design and Performance of Gas Ejector for High-Altitude Environment," Master's Thesis, Chungnam National University, 2012.
4. Kim, S.H., Jin, J.K. and Kwon, S.J., "Study of Starting Pressure of a Supersonic Ejector with a Second-Throat," *Trans. of the KSME (B)*, Vol. 29, No. 8, pp. 934-939, 2005.
5. Choi, B.G., Kim, H.D., Lee, J.H. and Kim, D.J., "An Experimental Study of the Subsonic/Supersonic Steam Ejectors," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 4, No. 4, PP. 1-8, 2000.
6. Соколов Е.Я., Зингер Н.М. *Струйные аппараты*, Jet Devices, Moscow, Russia, 1970.
7. Fabri, J. and Siestrunk, R., "Supersonic Air Ejectors," *Advanced in Applied Mechanics* Vol. 5, Academic press, pp. 1-34, 1958.
8. Richard, S.L., "Theory on Optimum Performance of Modern Jet Ejectors," *NRL Report 6493*, 1967.
9. Chaqing, L., "Gas Ejector Modeling For Design and Analysis," Ph. D Thesis, Texas A&M University, 2008.
10. Mitchell, J.W., "Design Parameters for subsonic Air-air Ejectors," *Defence Technical Information Center, Technical Report, No. 40*, 1938.
11. *Standards for Steam Jet Vacuum Systems*, 6th ed., Heat Exchange Institute, Inc., Cleveland, Ohio, USA, 2007.