

<학술논문>

DOI <http://dx.doi.org/10.3795/KSME-B.2016.40.2.093>

ISSN 1226-4881(Print)
2288-5324(Online)

고공환경 모사용 Center Body Diffuser의 시동 특성에 관한 실험적 연구

연해인* · 유이상* · 김완찬* · 임지녕* · 고영성*
* 충남대학교 항공우주공학과

An Experimental Study on Startup Characteristics of a Center Body Diffuser for High Altitude Simulation

Hae In Yeon*, Isang You*, Wan Chan Kim*, Ji Nyeong Im* and Young Sung Ko*
* Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam Nat'l Univ.

(Received September 8, 2015 ; Revised December 17, 2015 ; Accepted December 27, 2015)

Key Words : Center Body Diffuser(센터바디 디퓨저), High Altitude Environment Simulation(고공환경모사), Supersonic Exhaust Diffuser(초음속 디퓨저), Vacuum Chamber(진공 챔버)

초록: 본 연구에서는 고고도의 저압 환경을 모사하기 위한 CBD(Center Body Diffuser)의 시동특성에 대한 실험적 연구를 수행하였다. Center Body Diffuser의 형상을 다양하게 구성할 수 있도록 실험 장치를 설계/제작하여, 상온 유동 실험을 통해 CBD 형상에 따른 저압환경 구현 성능과 시동 특성을 관찰하였다. 실험 결과 센터바디의 수축각이 약 15도 일 때 시동압력이 가장 낮은 것을 확인하였다. 또한 디퓨저 입구부 길이(L_d/D_d)가 감소할수록, 확산부 길이(L_s)가 증가할수록 시동특성이 크게 향상되었다. 또한 디퓨저 입구부 길이(L_d/D_d) 변화만을 통해 진공 챔버 압력을 조절할 수 있는 CBD만의 설비적 장점을 확인하였다.

Abstract: An experimental study has been conducted to verify the startup characteristic of a Center Body Diffuser (CBD) for simulating a low pressure environment when at high altitudes. Vacuum chamber pressure and startup characteristics of the CBD were investigated according to various geometries of the center body structure by a cold gas flow test. The test results show that the startup pressure is lowest when the center body contraction angle is approximately 15°. The startup characteristic of the CBDs significantly improves when the diffuser inlet length (L_d/D_d) is decreasing and the divergence length (L_s) is increasing. Additionally, it is possible to simulate various high altitude, low pressure conditions for various rocket engines that have different nozzle expansion ratios by adjusting the center body's position inside the diffuser.

-기호설명-

P_a : 대기 압력
 P_o : 노즐부 상단 압력
 P_c : 진공 챔버 압력
 A_t : 노즐목 면적
 L : 디퓨저 길이
 D : 디퓨저 직경

M : 마하수
 γ : 비열
 θ : 각도
st : 시동

1. 서론

우주발사체 상단 엔진의 실 비행조건에 만족하는 고공환경을 모사할 수 있는 지상 시험 설비 중 간단한 설비로 목표 고도를 구현할 수 있는

† Corresponding Author, ysko5@cnu.ac.kr
© 2016 The Korean Society of Mechanical Engineers

디퓨저는 형상에 따라 CAED (Constant Area Exhaust Diffuser), STED (Second Throat Exhaust Diffuser) 및 CBD (Center Body Diffuser) 로 구분된다.

CAED와 STED는 주로 노즐 팽창비와 디퓨저 입구 직경에 따라서 진공도가 결정되기 때문에, 고고도에서 작동하는 팽창비가 큰 다양한 노즐을 시험하기 위해서는 디퓨저 부의 재설계 및 실험 설비의 재구축을 필요로 한다. 이를 위해서는 많은 시간과 예산이 소요되는 단점을 가지게 된다. 반면 CBD는 CAED, STED보다 짧은 디퓨저 길이로 타 디퓨저와 동일하거나 우수한 진공도를 구현할 수 있기 때문에, 특히 수직형 고공 시험 설비에 적용하기 유리한 장점이 있는 것으로 알려져 있다.⁽¹⁻³⁾ 국외에서는 1950년대부터 CBD를 이용한 고공환경 모사 설비 구축에 대한 수치적·실험적 연구를 수행해 왔으며, 실제 구축 사례로는 독일의 P.4.1, 미국의 J.3, b.2 고공설비가 있다.⁽³⁻⁶⁾

K.Schafer 등⁽³⁾은 CFD를 이용한 해석과 축소형 상온·연소실험을 통하여 CBD의 성능특성을 분석하고, 실물형 연소실험 설비(P.4.1)를 구축하여 VINCI 상단엔진의 작동 특성에 대한 연구를 수행하였다. 실제 연소 실험에 CBD를 적용할 경우 열부하 현상이 크게 나타나는 Center Body와 디퓨저 벽면부분에 효율적인 냉각 시스템이 필요하며, 디퓨저 설계시 CBD의 2차목 길이비는 STED의 2차목 길이비 추천치와 동일한 범위인 $6 < (L/D)_{st} < 8$ 를 추천하였다.

J.W.Hale 등⁽⁵⁾은 Apollo 달착륙선(LEM) 계획의 일환으로 J-3 고공설비를 구축하기 위해 CBD 형상을 적용한 이젝터(ejector)에 대한 연구를 수행하였다. 수축각(θ_c), 디퓨저 입구부(L_d)는 성능 특성과 밀접한 관련이 있으며, 두 변수의 조합에 따라 진공도와 시동특성이 변화하는 현상을 설명하였다.

국내에서도 2000년대부터 CBD에 대한 연구가 수행되었으나 제한된 해외 실험 결과 데이터가 활용하여 수치해석을 검증한 후, 수축각(θ_c)과 디퓨저 입구부(L_d) 변화에 따른 작동 특성을 수치해석 기법을 통해 성능을 예측하는 연구가 수행되었다.⁽¹⁾ 이와 같이 CBD는 CAED, STED보다 상대적으로 적은 연구가 수행되어 실제 디퓨저 개발을 위한 자료가 부족한 실정이며, 해외 연구 사례 또한 CBD의 주요 성능 변수의 구체적 추천

치 및 설계 변수에 따른 디퓨저 성능 특성에 대한 연구가 미비한 실정이다.

CBD는 디퓨저 내부에 구조물이 고정되기 때문에 CAED, STED에 비해 고온의 유동이 닿는 면적이 늘어나 냉각시스템에 대한 고려가 요구되어 실제 설비를 구축하는데 다소 어려움이 있으나, 적절한 냉각 시스템 공급과 설계의 기본 자료를 확보한다면 초기 제작 비용의 절감과 시험 설비 변경을 최소화할 수 있다는 가능성을 확인하고자 하였다.⁽¹⁻⁶⁾

본 연구에서는 국내외 선행연구의 성능변수와 해석결과를 참고하여 CBD를 설계한 후, 실험 장비를 구축하였다. CBD의 다양한 형상적 성능 특성을 확인하기 위해 수축각(θ_c), 디퓨저 입구부(L_d) 외에도 디퓨저 주요 설계 변수인 각종 길이 및 디퓨저 확대부를 변경시킬 수 있도록 설계하였으며, 고압 질소 가스를 이용한 축소형 상온 실험을 통해 형상변수 변화에 따른 디퓨저 시동 특성 데이터베이스를 확보하였다.

국내외에서 수행된 CBD의 수치적·실험적 연구 사례를 실험을 통해 검증하고, 본 연구에서 목표하는 고고도의 압력조건을 정확히 구현하는 CBD의 설계절차 및 실험적 성능 특성 데이터베이스를 확보함으로써 향후 고고도 모사 설비 설계 시 유용한 자료로 활용될 것이라 사료된다.

2. Center Body Diffuser 설계 및 변수선정

2.1 Center Body Diffuser 설계

본 연구에서는 본 연구실에서 선행 연구로 수행된 고공환경 모사용 STED 설계 과정을 참고하여,⁽⁷⁻⁹⁾ CBD를 설계하였다. CBD는 초음속 디퓨저 설계 과정에 사용되는 수직 충격과 모델(Normal Shock Model)을 이용하여 설계되며, 아래 식 (1)~(6)을 이용하여 계산된다.⁽¹⁰⁻¹⁴⁾ Fig. 1에 계산에 필요한 CBD의 변수를 나타내었으며, Fig. 2는 수직충격과 이론, 비열비(γ), 디퓨저 입구 면적비(A_d/A_t)에 의해 정의되는 허용 가능한 최대 디퓨저 면적비를 나타내고 있다. 본 연구에서는 계산되어진 디퓨저 입구 면적비(A_d/A_t)를 이용하여 2차목 면적비 최대허용치 $A_d/A_{st}=1.59$ 를 확인하였고, 2차목 면적비 추천치 이내인 $A_d/A_{st}=1.56$ 를 기본형으로 선정하였다.

또한 1차 노즐 출구에서부터 디퓨저 입구 벽면

Table 1 Specification of the CBD

Parameters		CBD
D_d	Diffuser inlet diameter (mm)	17.9
L_d	Diffuser inlet length (mm)	0
L_{st}	Second throat length (mm)	57.2
D_{st}	Second throat Diameter (mm)	7.14
D_e	Diffuser outlet Diameter (mm)	29.6
L_c	Convergence part length (mm)	20.08
L_s	Divergence part length (mm)	106.3
L	Diffuser total length (mm)	343.6
θ_c	Convergence angle (°)	15
θ_e	Divergence angle (°)	6
A_d/A_t		84.2
$A_d/A_{st}(\psi)$		1.56
A_{st}/A_t		53.9
A_e/A_{st}		9.8
$(L/D)_{st}$		8
$(L/D)_d$		0

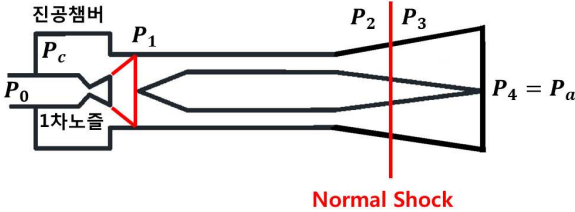


Fig. 1 Flow model of a center body diffuser(CBD)

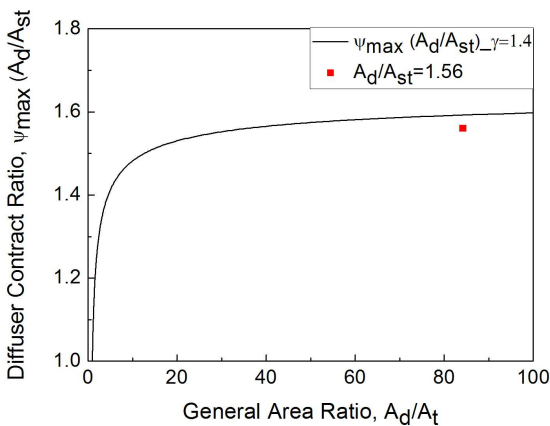


Fig. 2 Difsuser contraction ratio with general area ratio

Table 2 Specification of CBD according to configuration variation

CASE	θ_c [°]	L_d/D_d	A_d/A_{st}	L_s [mm]	
A	5	0	1.56	106.3	
B	10				
C	15				
D	20				
E	30				
F	15	0.28	1.24	0	
G		0.5			
H		1.0			
I		0			
J		0			1.56

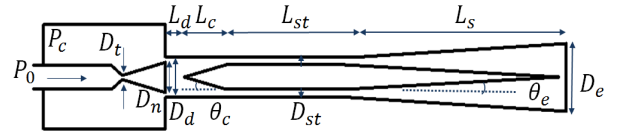


Fig. 3 Schematic diagram of center body diffuser

까지 팽창되는 압력(P_1)은 진공 챔버 내의 진공압력 (P_c)과 동일하므로 식(1)~(2)를 이용하여 고도 20 km 대기압력 조건 0.025 bar를 구현하도록 1차 노즐을 설계하였다. Table 1에 수직충격과 이론을 통해 설계되어진 노즐 및 디퓨저 제원을 정리하여 나타내었다.

$$\frac{A_d}{A_t} = \frac{1}{M_1} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

$$\frac{P_0}{P_1} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

$$\frac{A_{st}}{A_t} = \frac{1}{M_2} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

$$M_3 = \sqrt{\frac{M_2^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} M_2^2 - 1}} \quad (4)$$

$$\left(\frac{P_0}{P_a} \right)_{st} = \left(\frac{P_0}{P_2} \frac{P_2}{P_3} \frac{P_3}{P_a} \right) \quad (5)$$

$$\left(\frac{P_0}{P_a} \right)_{st} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_2^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$

2.2 Center Body Diffuser 주요변수 선정

설계한 Table 1의 CBD는 Table 2에서 Case C로 표시하였으며, 이를 기준값으로 선정하고 주요 설계 변수를 변경해 가며 실험을 진행하였다. 본 실험에서 사용된 주요 설계변수는 Table 2와

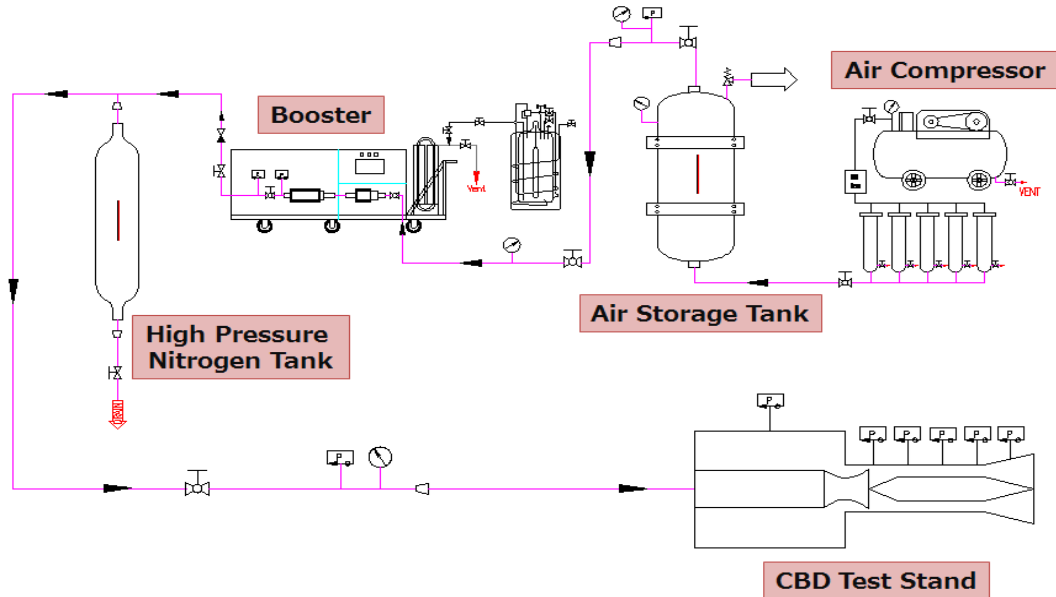


Fig. 4 Schematic Diagram of the Test Apparatus

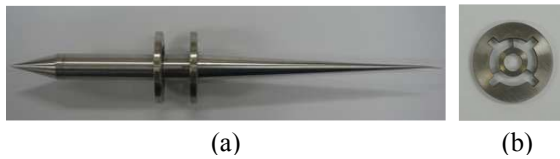


Fig. 5 Center body diffuser



Fig. 6 Center body diffuser test stand

같이 디퓨저 수축각(θ_c), 디퓨저 입구부 길이 (L_d/D_d), 2차목 면적비 (A_d/A_{st}) 그리고 확산부 (L_s) 유무이며, 각각 CASE A~E, CASE F~H, CASE I, CASE J로 나타내었고 본 실험에 사용된 1차 노즐의 팽창비(A_n/A_t)는 45이다. Fig. 3은 디퓨저 성능에 중요 영향을 주는 변수를 나타낸 것이다.

3. 실험 장치 및 실험 방법

본 실험에서 사용된 고압 질소 공급부 및 시험부의 장치도를 Fig. 4에 나타내었으며 고압으로 저장된 질소 탱크를 이용하여 실험부로 질소를 공급할 수 있도록 되어 있다. 실험을 위해 제작된 CBD는 크게 1차 노즐, 진공챔버, 디퓨저부, Center Body로 구성되어있다. 이 중 1차 노즐은 실제 고공시험이 수행되는 로켓엔진을 모사하는 역할을 한다. 이 때 사용된 1차 노즐의 유동은 고압의 질소가스를 이용하여 모사하였다. 2차목 길이/직경비(L/D)_{st}는 선행연구를 참고하여, 유동의 충분한 압력회복이 가능하고 디퓨저 성능효율

이 좋은 (L/D)_{st}=8로 선정하였다.^(7,8)

Fig. 5(a)는 디퓨저 내부에 고정되어 링 형상의 2차목을 갖도록 하는 CB (Center Body) 구조물 형상이다. CB(Center Body)를 고정하기 위해 디퓨저 내부 압력이 충분히 대기압 상태로 회복되어 유동의 영향을 적게 받는 디퓨저 후단에 지지부를 만들어 Fig. 5(b)를 이용해 3축 고정하였다.

Fig. 6은 실험을 위해 구성된 CBD Test Stand로서 디퓨저의 벽면에 진공 압력 센서(VALCOM - 1~3 kgf)를 유동의 방향을 따라 배치하여 실험 조건 변화에 따라 나타나는 압력변화를 계측하였다. 디퓨저 작동 실험에 앞서 정확한 데이터를 계측하기 위해 기밀실험을 수행하여 연결부 누설 여부를 확인하였다. 진공펌프를 이용하여 챔버, 디퓨저 내부를 18 torr 미만으로 진공 압력을 조성한 후 압력을 계측한 결과는 Fig. 7과 같다. 약 10분동안 0.95 torr의 압력이 상승하였고, 이는 5 초 이내에 결과를 계측하는 실험 시간을 고려할 때 누설이 없다고 판단할 수 있다.

Table 3 The results of contraction angle variation

CASE	A/A_t	L_c [mm]	theo. P_c [torr]	exp. P_c [torr]
A	83.74	61.54	8.50	105.42
B	82.14	30.54	8.74	12.14
C	79.38	20.08	9.17	11.71
D	75.26	14.80	9.90	14.01
E	61.62	9.30	13.15	235.77

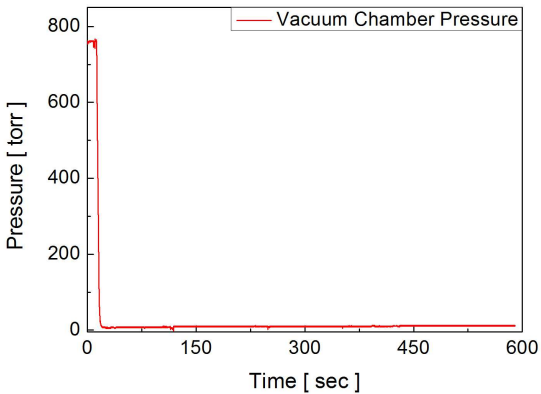


Fig. 7 Pressure variation of leak test

4. 실험결과

4.1 디퓨저 수축각(θ_c) 효과

디퓨저 수축각(θ_c)은 참고문헌(5)의 추천치와 실험결과를 참조하여 5°부터 30°까지 5°간격으로 증가시키면서 실험을 수행하였다. Fig. 8에서 수축각 변화에 따른 시동압력과 진공압력의 변화를 확인할 수 있으며, 10°~20° 사이에서만 목표로 하는 진공압력이 구현됨을 확인하였다. 이러한 현상을 분석하기 위해 Fig. 9와 같이 1차 유동이 디퓨저 벽면과 충돌하는 지점에서의 디퓨저 입구 면적(A_d)과 CB 수축각 면적(A_{cb})의 차이를 실 유동면적(A)으로 정의하고, 이 면적을 이용하여 각도변화에 따라 면적-마하수 관계식, 등엔트로피식으로 이론 진공압력을 구하여 Table 3에 정리하였다. 이론 진공압력과 실험을 통해 측정한 진공압력을 비교한 결과 10°~20° 사이 각도에서는 면적비를 이용하여 이론적으로 예측한 결과와 유사한 경향을 보였으나, 5° 및 30°에서는 다른 경향성을 보였다.

이는 첫 번째로, CB 수축각 파트의 길이(L_c)는 수축각의 증감에 따라 크게 변화하게 되며 특히 5°일 때는 시동이 걸리는 영역인 10°~20°와 약 2배 이상의 길이 차이가 발생한다. 이와 같은 수

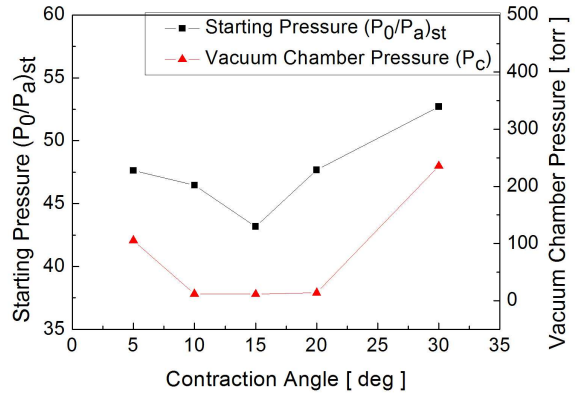


Fig. 8 Starting characteristics of CBD with θ_c

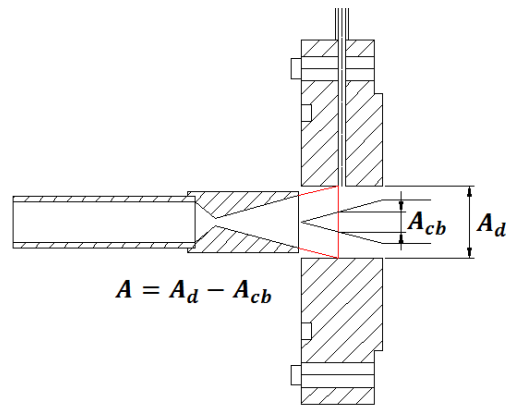


Fig. 9 Schematic diagram of flow configuration

축각 파트 길이 변화는 결과적으로 디퓨저 입구부 길이(L_d/D_d)를 급격히 증가시키는 현상과 유사하며, 이로 인해 진공도를 구현할 수 있는 디퓨저 입구부 길이(L_d/D_d) 허용 가능 범위를 초과하여 진공압력이 높아지게 된 현상이라고 판단된다. 두 번째로, CB 수축각 파트와 노즐 유동이 충돌하면서 형성되는 링 형태의 면적에 따라 챔버 내의 압력조건이 정의되는데, 디퓨저 수축각을 증가시키면 설계특성 상 유동이 팽창되는 실 면적을 감소시키기 때문에 30°에서는 진공압력이 높아지게 되어 이론값과 다른 경향성을 보인다고 판단된다. 또한, 디퓨저 내에서는 서로 다른 강도의 충격파가 교차하게 되면 전압력 손실이 발생하여 진공압력이 높아지는 현상이 나타나게 된다.⁽¹⁾ 결과적으로 1차 노즐에서 나오는 유동이 디퓨저 벽면에 부딪혀 형성되는 충격파와 CB (Center Body)의 입구에서 발생하는 경사 충격파의 교차현상이 다른 각도에 비해 5°, 30°일 때 디퓨저 내부에서 강하게 일어나면서 전압력을 손실하여 진공압력이 증가한 것으로 판단된다.

Table 4 The results of diffuser inlet dummy ratio variation

CASE	$(P_0/P_a)_{st}$	P_c [torr]
C	43.18	13.99
F	46.55	11.02
G	49.14	11.32
H	54.76	14.26

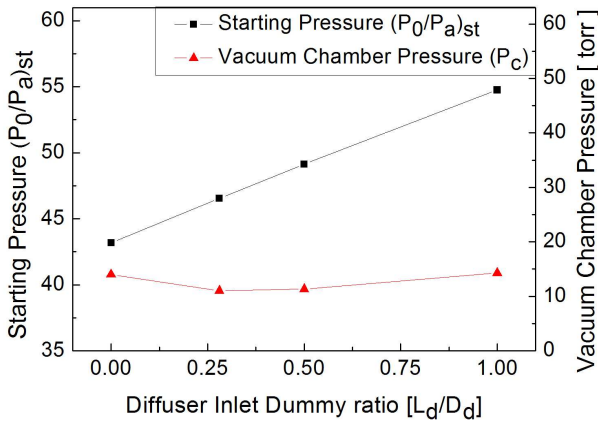


Fig. 10 Starting characteristics of CBD with L_d/D_d

본 연구를 통해 성능이 우수한 CBD를 설계하기 위해서는 상대적으로 낮은 시동압력으로 목표 진공도를 조성할 수 있는 수축반각 15° 근처를 선정하는 것이 바람직한 것을 확인하였다.

4.2 디퓨저 입구부 길이(L_d/D_d) 효과

디퓨저 입구부 길이(L_d)만의 영향을 확인하고자 디퓨저 입구부 직경(D_d)은 고정하고 디퓨저 입구부 길이(L_d)만을 변경하며 실험하였으며 그 결과는 Table 4에 정리하였다. 디퓨저 입구부 길이 변화는 1차 노즐 유동이 디퓨저 벽면까지 팽창하는 면적을 바꾸어 시동압력에 영향을 주는 변수로 알려져 있다. Fig. 10은 디퓨저 입구부 길이 변화에 따른 시동압력, 진공압력 변화를 나타내고 있다. 디퓨저 입구부 길이 변화는 챔버 내 형성되는 진공압력에 미치는 영향은 미비하였고, 디퓨저 입구부 길이가 감소할수록 시동압력이 낮아지는 경향성을 보였다. 이는 1차 노즐 유동이 완전히 발달하기 전에 CB(Center Body) 구조물을 만나게 되어 노즐 출구 마하수를 감소시키고, 디퓨저 내부의 shock system 강도를 낮추게 되어 시동 압력이 낮아졌다고 판단된다. $L_d/D_d = 0$ 실험결과 낮은 시동압력에서 상대적으로 진공압력이 미소하지만 높게 나타나는 현상은 디퓨저 입구부 길이가 짧아졌기 때문에 1차 노즐 유동이 CB

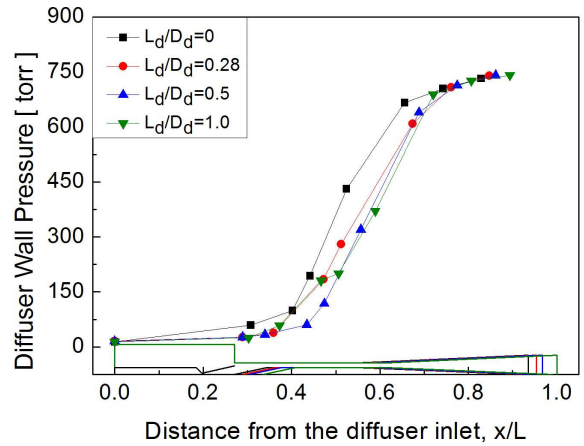


Fig. 11 Effect of L_d/D_d on pressure distribution along the diffuser wall at $(P_0/P_a)_{st} = 55\text{bar}$

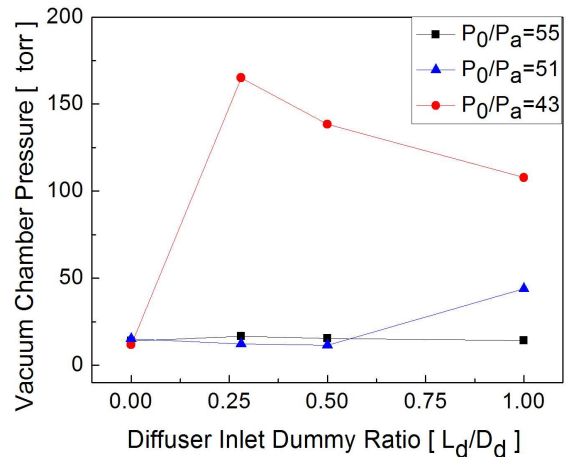


Fig. 12 Chamber pressure of L_d/D_d variation

(Center Body)목 내부까지 속도가 빠르게 유지되고 디퓨저 벽면에 부딪힌 충격파와 CB(Center Body)의 입구에서 발생하는 충격파가 서로 교차하면서 유동이 원활히 흐르지 못하고 정체되어 압력이 미소하게 상승한 것으로 보인다.

Fig. 11은 디퓨저 입구부 길이 변화에 따른 디퓨저 벽면압력 데이터이다. $L_d/D_d = 0$ 에서 수축부, 2차목 위치의 압력이 다른 실험결과에 비해 높게 나타났다. 이는 앞서 전술한 진공압력이 다른 결과에 비해 상대적으로 높게 나타난 현상의 원인과 같다고 판단된다.

Fig. 12는 1차 노즐 전단압력(P_0)과 디퓨저 입구부 길이(L_d/D_d) 변화에 따라 챔버 내에 구현되는 진공압력(P_c)의 상관관계를 나타내는 그래프이다. 디퓨저 입구부 길이(L_d/D_d)가 짧아질수록

Table 5 The results of Divergence length variation

CASE	$(P_0/P_a)_{st}$	P_c [torr]
C	43.18	13.99
J	51.00	13.24

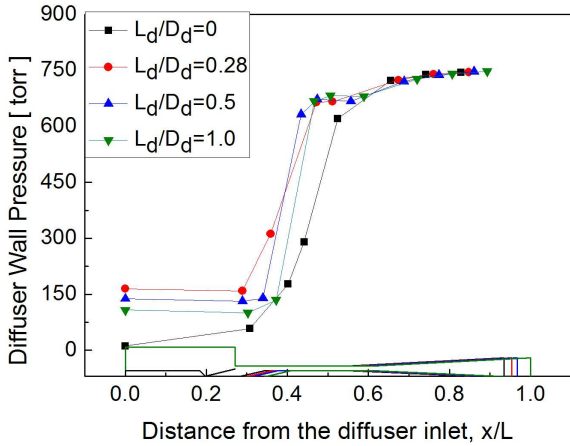


Fig. 13 Effect of L_d/D_d on pressure distribution along the diffuser wall at $(P_0/P_a)_{st}=43\text{bar}$

시동이 걸리는 압력 영역이 넓어지는 현상을 확인하였다. Fig. 10에서 볼 수 있듯이 $L_d/D_d=0$ 조건에서 시동압력은 43bar이며, L_d/D_d 비가 증가할수록 동일한 진공도를 구현하기 위해 요구되는 시동압력은 커지기 때문에 $L_d/D_d=0.28$ 부근에서는 43bar의 압력으로 entrainment 효과에 의해 챔버내의 유동을 디퓨저 외부로 충분히 배출하지 못해 진공압력이 증가한다. 그러나 L_d/D_d 가 계속 증가하면 CB 구조물의 위치가 점차적으로 디퓨저 후단으로 후퇴하면서 뾰족한 CB tip 부분에서 발생하는 shock train과 vortex가 노즐 유동의 흐름에 끼치는 영향이 낮아져 43bar의 압력으로 디퓨저 외부로 배출 가능한 유동량이 증가하면서 진공압력 값이 역전되어 낮아지는 경향을 보인다고 판단된다. $L_d/D_d=1$ 에서는 시동압력이 약 55bar 이기 때문에 $P_0/P_a=51$ 의 경우도 시동 압력 이하가 되어 진공압력이 급격히 상승하는 경향을 보인다. 결과적으로 노즐 상단 압력이 높아질수록 축방향 모멘텀이 증가하기 때문에 Center Body의 boundary layer에 형성되는 shock에 의한 유동 정체 현상을 감소시킬 수 있어 더 넓은 범위의 L_d/D_d 에서 낮은 진공도를 구현할 수 있다는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 13은 $P_0 = 43 \text{ bar}$ 의 공급압력에서 디퓨저 벽면압력을 나타낸 그래프이다. $L_d/D_d=0$ 일 때 CB 입구부 각도를 따라 1차 노즐 유동이 흐르며 천천히 압력회복을 하였으나, $L_d/D_d=0.28$ 이상의 입구부 길이에서는 디퓨저 전단에서 급격한 압력회복을 하였고 길이가 길어질수록 회복 위치가 디퓨저 후단으로 조금씩 이동하는 현상을 확인하였다. 이러한 이유로는 1차 노즐 유동 공급 압력이 낮아질수록 디퓨저 내부 유동의 축방향 모멘텀이 작아지게 되므로, 내부 구조물 CB의 장애물적 요소의 영향력이 더 커지게 된다. 이는 디퓨저 내부 유동의 흐름을 방해하여 원활히 흐르지 못하고 내부에 정체되게 되어 진공압력이 상승하였다고 판단된다. 하지만, 디퓨저 입구부 길이 (L_d/D_d)가 길어지는 것은 디퓨저 내부의 CB구조물 위치가 디퓨저 후방부에 위치하게 됨을 의미한다. 따라서 디퓨저 입구부 길이가 증가할수록 CB의 위치가 진공챔버 및 초음속 유동의 위치와 멀어지기 때문에 CB의 영향은 미비해지므로, CAED와 같은 성능 특성을 보이며 점차적으로 목표 진공압력에 수렴할 것으로 판단된다.

CBD는 디퓨저 입구부 길이와 1차 노즐 전단압력의 조합에 따라 진공도가 변화하는 특성이 있으며, 디퓨저 입구부 길이가 적절히 변경된다면 1차 노즐 전단압력이 변화하더라도 동일한 목표진공도를 구현할 수 있다는 장점이 있다. 이를 통하여 디퓨저 입구부 길이(L_d/D_d) 변화에 따른 진공압력 (P_c) 변화 실험 데이터베이스를 좀 더 조밀하게 확보한다면, 디퓨저 설비와 목표 진공도(P_c)가 동일한 조건에서 시험대상 엔진의 사양(P_0)이 바뀔 경우 간단히 CB위치만을 조정하여 전체적인 설비 변경을 간소화하고, 고고도 환경을 모사할 수 있는 CBD의 설비적 강점을 도출해 낼 수 있다.

4.3 확산부 [L_s] 유무 효과

확산부는 시동압력에 영향을 주는 변수로 본 실험을 통해 확산부 유무에 따른 시동압력 변화와 디퓨저 벽면압력 분포를 확인하고 Table 5에 정리하였다. 확산부가 있을 때보다 없을 때 시동압력이 약 18 % 더 높았고, 진공 챔버 압력은 차이가 없음을 Fig. 14에서 확인하였다. 타 디퓨저와 마찬가지로 확산부 길이가 짧아지게 되면 노즐 전단과 외기와의 압력차이가 커지게 되어 디

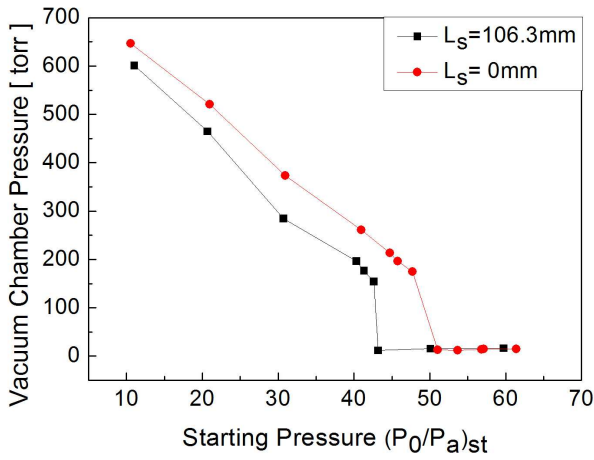


Fig. 14 Chamber pressure of L_s variation

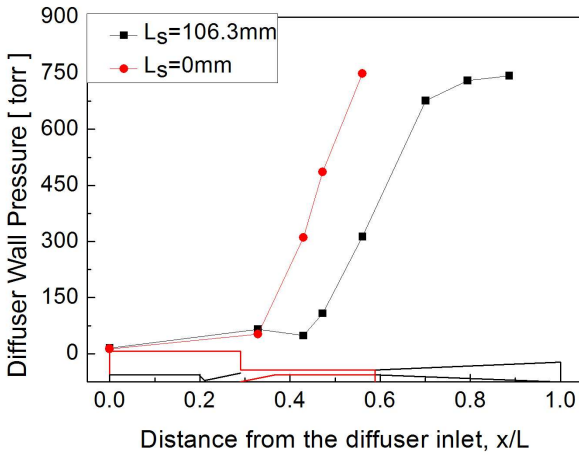


Fig. 15 Effect of L_s on pressure distribution along the diffuser wall

퓨저 내부에서 급작스러운 압력회복 현상이 나타난다.

Fig. 15에서 확인할 수 있듯이 확산부를 제거했을 경우 디퓨저 앞쪽으로 압력회복 위치가 당겨지기 때문에 디퓨저의 시동을 위한 1차 노즐의 압력이 상승하게 된 것으로 판단된다. 결과적으로 확산부의 유무는 시동압력에 영향을 미치나, 진공성능에는 큰 영향을 미치지 않는 것을 확인하였다. 따라서 확산부를 제거하여도 동일한 진공도를 구현할 수 있기 때문에 더 짧은 길이로 수직형 실험 리그에 적용할 수 있어 설비구축 측면에서 타 디퓨저에 비해 큰 장점이 될 것으로 보인다.

4.4 2차목 면적비(A_d/A_{st}) 효과

2차목 면적(A_{st})만의 영향을 확인하고자 디퓨

Table 6 The results of second throat diameter variation

CASE	$(P_0/P_a)_{st}$	P_c [torr]
C	43.18	13.99
I	59.25	107.56

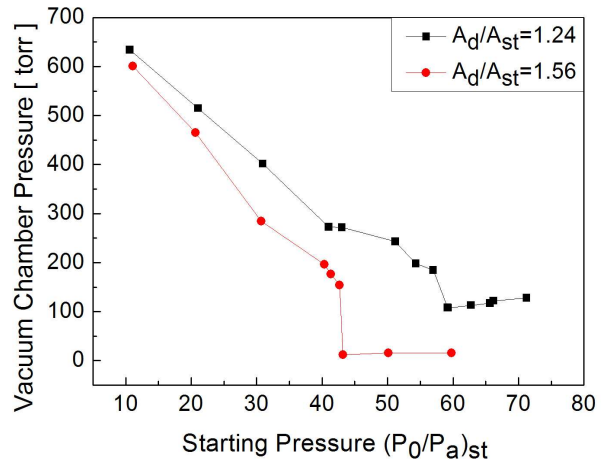


Fig. 16 Chamber pressure of A_d/A_{st} variation

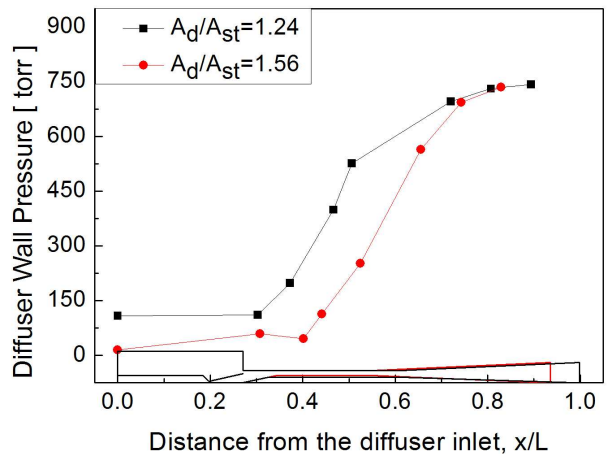


Fig. 17 Effect of A_d/A_{st} on pressure distribution along the diffuser wall

저 입구부 면적(A_d)은 일정하게 고정하고 실험을 하였으며, Table 6에 실험결과를 정리하였다. Fig. 16, 17은 각각 2차목 면적비 변화에 따른 시동압력 변화, 디퓨저 벽면압력 변화 실험결과를 나타내고 있다. $A_d/A_{st}=1.24$ 일 때가 $A_d/A_{st}=1.56$ 일 때보다 시동압력이 약 37 % 증가하였고, 진공압력은 7.7배 높았다. 기본정보다 $A_d/A_{st}=1.24$ 일 때 2차목 면적이 증가하여서 1차 노즐의 유동이 채워야할 면적이 넓어졌기 때문에 시동압력이 증가

하였고, 디퓨저 내부 압력 회복 지점이 앞당겨진 것을 확인하였다. 효율적으로 고진공 환경을 구현하는 CBD를 설계할 때에는 허용 가능한 최대 디퓨저 면적비 근처인 $A_d/A_{st}=1.56$ 을 적용하는 것이 적합하다고 판단된다.

5. 결론

본 연구에서는 CBD의 형상 변수에 따른 성능 특성 데이터를 확보하고자 하였다. 디퓨저 수축각 설계 시 낮은 시동압력으로 목표 고도 압력을 구현 가능한 수축각 15° 근처를 선정하는 것이 적합함을 확인하였고, 디퓨저 입구부 길이가 감소할수록 낮은 시동압력에서 디퓨저가 시동되는 것을 확인하였다. 또한 시험 대상 노즐의 출구부와 CB(Center Body) 입구 거리의 조절만을 통하여 다양한 팽창비의 엔진의 고고도 환경 구현이 가능함을 확인하였다. 확산부가 있을 경우 더 낮은 시동압력에서 디퓨저가 시동되었으며 확산부가 없을 경우 시동압력은 높아지지만, 동일한 진공압력이 유지됨을 확인하였다. 2차목 면적비는 허용한 가능 최대 디퓨저 면적비 근처인 1.56에서 우수한 성능 효율을 보였다.

이를 통해 향후 국내 고고도 환경시험 설비 구축 시, 기존의 CAED나 STED보다 디퓨저의 길이 감소뿐만 아니라 설비 변경을 최소화할 수 있음을 확인하였다. 본 논문의 결과는 향후 고고도 모사 설비 설계 시 유용한 자료가 될 것이라 사료된다.

향후 실제 고고도 모사 장치에서는 고온의 연소가스에서 CBD가 작동되어야 하기 때문에 Center Body부의 열유속 등의 냉각 문제와 고온가스로 인한 성능 특성이 추가 연구되어야 할 것이므로, 수치해석적 연구를 통해 추가 보완 연구를 수행할 예정이다.

참고문헌 (References)

- (1) Kim, J. R. and Kim, J.-S., 2014, "Numerical Study for Design of Center-body Diffuser," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 3, pp. 34~39.
- (2) Stinnett, W.D, 1965, "Center Body Diffuser Study," Aec-Nasa Space Nuclear Propulsion Office, Report No. RN-S-0243.
- (3) Schafer, K., Zimmermann, H. and Kruhsel, G., 2003, "Altitude Simulation Bench for VINCI Engine," *39th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit 20-23*, AIAA No. 2003-5043.
- (4) Edwards, Daryl A., 2007, "Proposed Facility Modifications to support Propulsion System Testing under Simulated Space Conditions at Plum Brook Station's Spacecraft Propulsion Research Facility (B-2)," *Thermal and Fluid Analysis Workshop*, Cleveland, OH, United States, TFAWS, Vol. 20007, pp. 10~14.
- (5) Hale, J.W. and Gobbell, W.C., 1966, "Diffuser Auxiliary Ejector Development for The Design of The J-3 LEM Descent Exhaust System," *Arnold Engineering Development Center Arnold AFB TN*, No. AEDC-TR-65-255.
- (6) Chamberlain, J. and Olson, Rober E., 1960, "Development of an Exhaust Diffuser for Ground Testing Rocket Engines," *Liquid Rocket and Propellants, American Rocket Society*, pp. 99~118.
- (7) Jeon, J. S., Kim, W. C., Yeoun, H. I., Kim M. S., Ko, Y. S. and Han, Y. M., 2014, "An Experimental Study on Performance of Second Throat Exhaust Diffusers of Different Configuration," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol. 38, No. 4, pp. 279~288.
- (8) Park, J. H., Jeon, J. S., Yu, I. S., Ko, Y. S., Kim, S. J., Kim, Y. and Han, Y. M., 2011, "Performance Characteristics of Secondary Throat Supersonic Exhaust Diffusers," *KSPE Fall Conference*, pp. 641~644.
- (9) Kim, J. H., Yeoun, H. I., Kim, M. S., Jeon, J. S., Ko, Y. S. and Kim, S. H., 2012, "An Experimental Study on Performance of Second Throat Exhaust Diffuser according to Diameter of Second Throat," *KSPE Fall Conference*, pp. 871~874.
- (10) Annamalai, K., Visvanathan, K., Sriramulu, V. and Bhaskaran, K. A., 1998, "Evaluation of the Performance of Supersonic Exhaust Diffuser Using Scaled Down Models," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 17, pp. 217~229.
- (11) Annamalai, K., Satyanarayana, T., Sriramulu, V. and Bhaskaran, K. A., 2000, "Development of

- Design Methods for Short Cylindrical Supersonic Exhaust Diffuser," *Experiment in Fluids*, Vol. 29, pp. 305~308.
- (12) James, E. A. J. and Theo, G. K., 2006, "Gas Dynamics," Pearson Prentice Hall.
- (13) John, D. A., 2003, "Modern Compressible Flow," Mc Graw Hill.
- (14) Sung, H. G., Yeom, H. W., Yoon, S. K., Kim, S. J. and Kim, J. G., 2010, "Investigation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 2, pp. 240~247.