

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.2.115>

초고속 비행체를 위한 준 자유흐름식 고공환경 모사시험설비의 설계 및 상온실험

이성민^a · 유이상^a · 박진수^a · 고영성^{a,*} · 김선진^b · 이정민^c

Design and Cold Test of Semi-Freejet High Altitude Environment Simulation Test Facility for High-Speed Vehicle

Seongmin Lee^a · Isang Yu^a · Jinsu Park^a · Youngsung Ko^{a,*} · Sunjin Kim^b · Jungmin Lee^c

^aSchool of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

^bFire Safety Engineering, Korea Chungnam State University, Korea

^cAgency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

ABSTRACT

In this study, a cold flow test was carried out on a high-speed vehicle facility with a high-altitude environment simulator. Variable test was carried out according to the blockage ratio, angle, and length of the test model. It is confirmed that the blockage rate can be operated in the range of 40%, and that the model should be selected at an angle of 45 degrees or less. The variables of length are less dominant compared to the variables of blockage rate and angle. Through this, a database is obtained according to the parameters of the conical model of the high-speed vehicle test facility.

초 록

본 연구에서는 초고속 비행체 고공환경 모사시험 설비에 대한 설계와 상온실험을 진행하였다. 시험 모델의 폐색율, 각도, 길이에 따른 변수실험을 진행하고, 변수에 따른 벽면압력변화를 확인하였다. 폐색율은 40%의 영역에서도 운용이 가능하며, 각도는 45도 이하의 크기에서 모델을 선정해야함을 확인하였다. 길이의 변수는 폐색율과 각도의 변수에 비하여 영향이 크지 않은 것을 확인하였다. 이를 통해서 초고속 비행체 시험설비에서 원뿔형 모델의 설계 변수에 따른 성능 데이터베이스를 확보하였다.

Key Words: High-Speed Vehicle(초고속 비행체), High Altitude Environment Simulation(고공환경모사), Blockage Ratio(폐색율), Model Angle(모델 각도), Model Length(모델 길이)

VAH: Vitiated air heater
 BR : Blockage ratio
 θ_m : Model angle
 L_m : Model length
 P_0 : Total pressure
 P_e : Diffuser nozzle exit pressure
 M_e : Diffuser nozzle exit mach number
 A_e : Diffuser nozzle exit area
 A_t : Diffuser nozzle throat area
 L_d : Test section (diffuser inlet) length
 D_d : Test section (diffuser inlet) diameter
 A_d : Diffuser inlet area
 $A_{d,st}$: Diffuser throat area
 $D_{d,st}$: Diffuser throat diameter
 $L_{d,st}$: Diffuser throat length
 $\theta_{d,c}$: Diffuser contraction angle
 $\theta_{d,e}$: Diffuser expansion angle
 $A_{j,e}$: Ejector nozzle exit area
 $A_{j,t}$: Ejector nozzle throat area
 A_j : Ejector cylindrical chamber area
 $A_{j,st}$: Ejector throat area
 $D_{j,st}$: Ejector throat diameter
 $L_{j,st}$: Ejector throat length

1. 서 론

초고속 비행체는 마지막 미개척분야라고 할 정도로 추진기관 연구의 큰 도전 과제이다. 해외의 항공우주 선진국은 이미 1970년대부터 초고속 비행체에 대한 필요성과 중요성을 인지하였다. 그리고 실험과 연구에 대하여 많은 투자와 실적을 통하여 상당부분의 성과를 얻었다. 이러한 초고속 비행체를 설계하기 위해서는 엔진에 대한 신뢰와 검증이 필요하다. 추진기관의 검증을 위해서는 목표조건에 맞는 환경의 실험 및

운용이 필요하지만 검증되지 않은 추진기관을 목표 고도 및 조건에서 실제 비행 실험을 진행하는 것은 현실적으로 많은 제약과 비용이 든다. 그러므로 지상에서 추진기관의 운용조건을 만족하는 실험 설비를 구축하여 설계와 제작에 대한 검증이 진행되어야 한다.

미국, 프랑스, 일본 등의 해외 우주항공 선진국에서는 이러한 고공 환경에서의 실험 평가를 위한 설비는 이미 수십년 전부터 많은 시험설비를 구축하여 연구가 활발히 수행되어왔다. 하지만 국내에서는 최근에 들어서야 항공우주연구원(KARI)에서 SETF 설비를 구축하여 초음속 엔진의 시험평가 연구를 시작하였으며, 국방과학연구소에서도 관련 연구가 일부 시작된 것으로 알려져 있다[1,2]. 국내 대학에서는 극초음속 충격파 풍동이나 초음속 풍동 등을 이용한 모델에 따른 충격파의 영향 등에 관한 연구와 아크형 히터를 사용한 고온플라즈마 초음속 풍동 설비를 구축하여 시험모델의 요구 엔탈피와 온도를 맞추는 등의 연구가 일부 진행되었으나, 고공 환경을 구현하여 고공 환경 모사 실험에 관한 연구는 거의 수행되지 못하고 있다[3,4]. 해외 항공우주 선진국에서의 활발한 연구의 진행에도 불구하고 이러한 선행 연구 및 기술은 여전히 공개되어 있지는 않기 때문에, 국내 자체적으로 이에 대한 데이터와 설계 기술 확보는 필수적이라고 할 수 있다.

본 연구에서는 초고속 비행체 시험설비를 설계 및 제작을 진행하고, 시험모델의 변수에 따라 시험부의 운용가능한 범위를 확인하고자 하였다. 시험모델의 대표적인 변수는 길이(model length, L_m), 폐색율(blockage ratio, BR), 각도(model angle, θ_m)가 있으며, 이에 대한 기초자료를 확보하고자 한다.

2. 본 론

2.1 시험설비 설계 및 제작

본 연구에서 설계된 극초음속 고공환경 모사 시험설비는 Fig. 1에서 보여지는 설비들로 구성

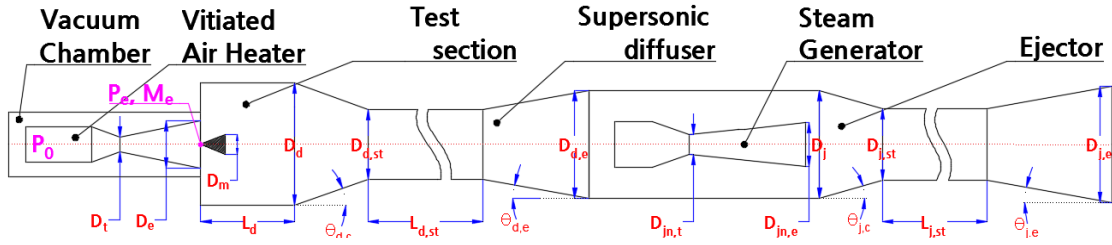


Fig. 1 Sketch of hypersonic high altitude test facility.

되며, 설계변수 및 파트별 명칭을 정리하였다.

상온 실험을 위하여 디퓨저와 이젝터를 운용하기 위한 노즐은 상온유체용 노즐로 설계한다. 또한, 연소가스를 이용하는 실험 설비를 운용할 경우 이젝터의 보호를 위하여 디퓨저 후단에 열교환기를 장착해야 한다[5]. 하지만, 본 실험은 상온유체를 이용하기 때문에 열교환기 설비는 제외하고 구성하였다.

- 가열기 (Vitiated air heater)
- 시험부 (Test section)
- 초음속 디퓨저 (Supersonic diffuser)
- 증기 발생기 (Steam generator)
- 이젝터 (Ejector)

2.1.1 가열기 형상설계(상온 노즐)

가열기는 기본적으로 노즐 출구에서 마하수, 고도압력, 온도조건 등을 만족시켜야한다. 하지만, 본 실험에서 사용하는 노즐은 Vitiated air heater(VAH)와 동일한 방식으로 설계 하였지만 실험의 편리성을 고려하여 상온유체를 사용하였다. 따라서, 노즐 출구에서는 온도를 제외한 마하수와 압력구현이 가능하도록 설계하였다.

노즐의 설계는 먼저 유량에 따라 노즐의 목면적을 결정해야한다. 이를 위해 초경유량식 Eq. 1을 사용하여 노즐 목 직경을 선정하고, 면적비 ($A_{d,e}/A_{d,t}$)-마하수 식인 Eq. 2를 이용하여 목표 마하수에 해당하는 출구 면적을 계산한다. 출구에서 모사압력 조건을 구현하기 위하여 면적비 ($A_{d,e}/A_{d,t}$)-압력비(P_0/P_e)의 관계식 Eq. 3을 이용하여 목표고도조건에 맞는 모사압력과 전압력을 선정할 수 있다[6].



(a)

(b)

Fig. 2 Test model(a) and supporter(b).

$$A_t = \frac{\dot{m}}{P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (1)$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left\{ \frac{2}{\gamma-1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

2.1.2 시험부 및 시험모델

시험부는 실험하고자 하는 엔진/구조물을 장착하여 모사환경이 조성되는 공간이다. 시험모델은 노즐에서 분사되는 유동의 방해와 고공 환경 조성에 문제가 없는 범위에서 설계되었다.

시험부의 구성은 시험부 실린더, 지지부, 시험모델 등이 있다. 시험모델은 3축 지지대를 통하여 내부에 끼워서 고정하는 방식으로 설계/제작하였다. Fig. 2(a)는 시험모델이며, Fig.2(b)는 시험모델의 지지부 형상이다.

2.1.3 초음속 디퓨저

초음속 디퓨저의 작동 원리는 VAH 노즐에서 시험부를 지나는 배기가스가 디퓨저에서 발생하

는 모멘텀에 의하여 구현된다[7].

본 연구에서는 여러 디퓨저의 종류를 비교하였고, 설비의 단순화와 성능의 관점을 고려하여 이차목 디퓨저(second throat exhaust diffuser)를 선정하고 설계를 하였다[8].

2.1.4 이젝터 설비

2.1.4.1 이젝터

이젝터의 설비는 디퓨저의 시동을 돕는 역할로서, 노즐의 전압력과 출구압력이 고정된 상태에서 디퓨저만으로는 시동이 걸리지 않을 때, 디퓨저의 후단에 이젝터를 장착하고 배압을 떨어뜨려 디퓨저의 시동압력비를 높이는 역할을 한다. 이젝터는 선행 연구된 설계 방법을 토대로 유량비, 압축비, 팽창비에 따라 설계되었다[9].

2.1.4.2 증기 발생기 형상설계(상온 노즐)

이젝터를 작동시키기 위해서는 증기 발생기와 같은 장치를 이용하여 주유동을 공급해야한다. 본 연구에서는 VAH와 같이 상온유체를 사용하는 노즐을 설계하여 증기발생기의 형상 및 성능을 구현하도록 하였다.

Fig. 3은 앞서 설계/제작된 설비의 전체 결합 형상이며, 숫자를 기입하여 각각의 파트에 대한 명칭을 기입하였다. 또한, VAH의 출구에서 형성되는 정체압력(목표압력)을 측정하기 위하여 Fig. 3의 ①위치에 진공챔버를 장착하여 압력계 측을 하였다. Table 1은 설계/제작된 시험설비의 세부치수를 나타내었다.

2.2 시험모델의 형상변수

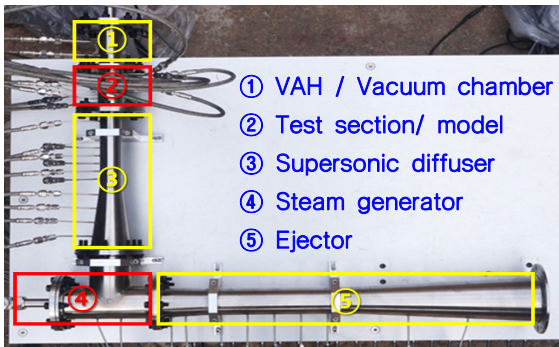


Fig. 3 Test facility for high-speed propulsion system.

2.2.1 모델 길이 (L_m)

시험모델의 길이는 시험부의 길이와 연관이 되어있고, 시험부의 길이는 디퓨저와 노즐 사이의 진입거리와 연관이 있다. 이에 따라, 본 실험실에서 수행되었던 초음속 디퓨저에 관한 연구 중 이차목 디퓨저의 입구부 길이에 따른 연구와 CBD(Center-body diffuser)의 형상변화에 따른 연구가 시험모델 길이변수의 기준이 되었다[10, 11]. 디퓨저 입구부의 길이가 변화됨에 따라 진공압력의 변화를 가져오게 되며, 디퓨저의 압력회복 위치가 후단으로 밀리는 현상을 볼 수 있었다[7].

CBD와 같은 경우 내부에 구조물을 삽입하여 성능을 예측하게 되는데, 구조물이 없는 디퓨저와 구조물을 삽입한 디퓨저의 성능의 차이는 크지 않았다[11].

본 연구에서 사용한 시험모델의 길이변수는 Fig. 4와 같이 모델의 선단에서 폐색을 15%가 유지되는 지점까지의 길이를 변수로 선정하였다. 즉, 2D의 후단에 위치한 지지봉은 변수의 길이로 인정하지 않는다.

Table 1. Test facility specification.

Parameter		Value
Heater	A_c/A_t	16.58
Test section	L_d/D_d	3
Supersonic diffuser	$A_d/A_{d,t}$	19.04
	$A_d/A_{d,st}$	1.3
	$A_{d,st}/A_{d,t}$	14.65
	$L_{d,st}/D_{d,st}$	5
	$\theta_{d,c}$ angle of contraction (°)	5.75
$\theta_{d,e}$ angle of divergence (°)	7.16	
Steam generator	$A_{j,m,c}/A_{j,m,t}$	7.62
Ejector	$A_j/A_{j,t}$	40.83
	$A_j/A_{j,st}$	1.50
	$A_{j,st}/A_{j,t}$	27.22
	$L_{j,st}/D_{j,st}$	5
	$\theta_{j,c}$ angle of contraction (°)	4
$\theta_{j,e}$ angle of divergence (°)	4	

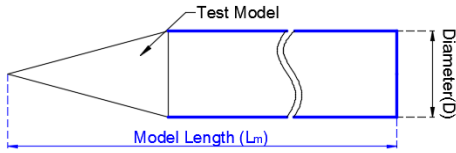


Fig. 4 Definition of test model length.

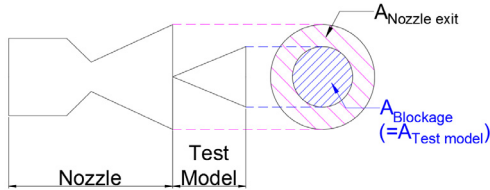


Fig. 5 Definition of test model blockage ratio.

2.2.2 폐색율 (BR)

폐색율은 풍동실험(wind tunnel test)을 운용하기 위한 변수로서 단면적에 대한 비율을 칭하는 변수이다. 통상적으로 폐색율은 노즐 출구(nozzle exit) 단면적 대비 시험모델(test model)의 단면적을 말한다[12, 13]. 하지만, 경우에는 따라서는 단면적이 아닌 직경에 대한 비율을 변수로 선정하는 경우도 있다[14].

변수 설정에 참고된 해외 선행 자료에서는 마하수 4.5를 가질 경우 출구면적대비 18% 이하의 영역에서 실험이 가능한 것으로 명시되어 있다[15].

국내에서 연구된 SETF(Scramjet Engine Test Facility)에서는 스크램제트 엔진 시험설비를 통하여 스크램제트 엔진의 폐색율에 따라서 설비의 시동특성에 관한 연구를 진행하였다[13].

본 연구에서는 폐색율의 정의는 Fig. 5와 Eq. 4와 같이 노즐 출구 단면적에 따른 모델의 단면적의 비로 정의한다.

$$BR(\%) = \frac{A_{Blockage}}{A_{Nozzle\ exit}} = \frac{A_{Test\ model}}{A_{Nozzle\ exit}} \quad (4)$$

2.2.3 모델 각도 (θ_m)

Fig. 6에 의하면 쐐기형(wedge type)의 경우 마하수(M)와 모델의 각도(θ_m)에 따라 발생하는

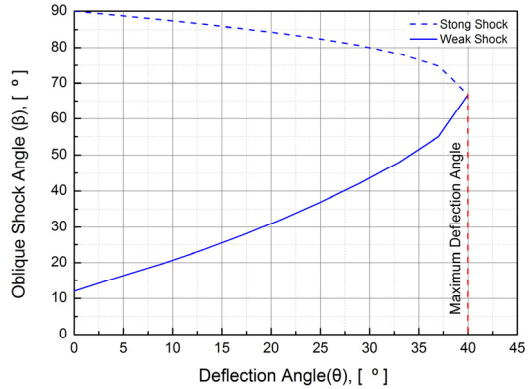


Fig. 6 Oblique shock relation ($\gamma = 1.4, M = 4.5$) $\theta - \beta - M$ graph of wedge type model.

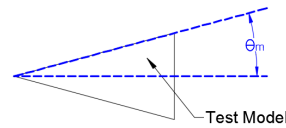


Fig. 7 Definition of test model angle.

경사충격파의 각도(β)는 Eq. 5의 이론적 계산을 통하여 그래프와 같이 정리할 수 있다[16]. 이론적으로 예측된 값은 쐐기형 모델(2D)에 대한 계산 방법이며, 동일한 개념을 적용하여 3D모델인 원뿔형(cone type)모델에 적용하면 경사충격파의 경향은 다소 차이가 발생하게 된다. 또한, 모델 각도의 한계치에 도달하게 되면 충격파가 모델에서 떨어져 나와 이탈충격파를 발생하게 된다. 그러나 모델에서 발생하는 영향에 대한 결과는 많은 연구가 되었지만, 모델에서 발생한 경사/이탈충격파가 시험설비에 미치는 영향에 대해서는 그 자료가 부족하다.

따라서 본 연구에서 선정한 모델의 각도는 Fig. 7과 같이 시험모델의 반각을 기준으로 15°, 30°, 45°의 각도 변수를 선정하였다. 이에 따라 각도변화에 따른 충격파가 시험설비의 운용에 미치는 영향을 알아보고 실험에 사용가능한 적절한 모델의 각도를 추천하려한다.

$$\tan \theta_m = 2 \cot \beta \frac{M^2 \sin^2 \beta - 1}{M^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (5)$$

Table 2. Sketch of model parameter.

Parameter		Sketch
Length (L_m)	2D	
	8D	
Blockage ratio (BR)	10%	
	15%	
	20%	
	25%	
Angle (θ_m)	15°	
	30°	
	45°	

Table 2는 모델의 변수에 따른 제작도면이다. 기본형 모델은 길이 2D, 폐색율 15%, 각도 15°의 변수를 선정하였다. 모델형상은 해당 변수를 제외하고는 기본형 모델의 조건과 동일하게 설계되었다. 각 모델의 제작형상은 Fig. 2 (a)처럼 제작되었다.

2.3 실험 장치

본 설비를 운용하기 위해서는 상온 고압 질소 및 공기 공급부, 상온 설비 시험부, 자료 획득 및 제어 계측부가 필요하며, Fig. 8은 구축된 실험 설비를 대략적으로 보여주는 P&ID(Piping and Instrumentation Diagram) 이다.

3. 극초음속 시험설비 결과분석

극초음속 시험설비는 진공 기밀성 유지가 중요하다. 그러므로 본 실험을 진행하기 이전에 진공 펌프를 통해서 기밀테스트(leak test)를 진행하여 실험의 신뢰성을 확보했다. 제작된 디퓨저의 성능확인을 위하여 시험모델이 없이 설비만 운용하여 시동압력비(starting pressure ratio,

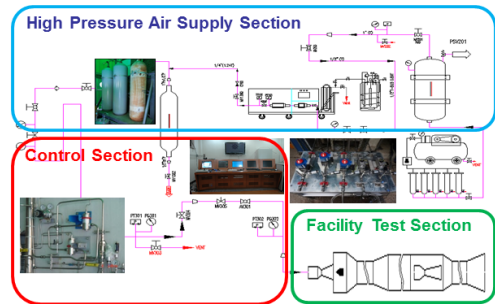


Fig. 8 Piping & instrument diagram of test facility.

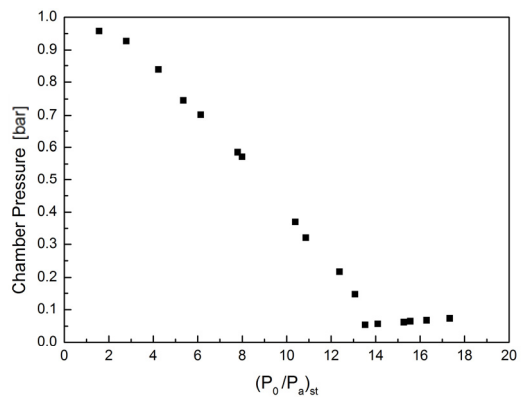


Fig. 9 Diffuser starting pressure ratio graph.

$(P_0/P_a)_{st}$ 에 따른 진공압력을 확인하였다. 시동 압력은 전압력(P_0)과 배기압력(P_a)의 비로서 디퓨저의 성능을 확인할 수 있는 수치이다. 압력비의 변화에 따라 시동여부가 달라지는데, Fig. 9에서는 이에 대한 결과를 볼 수 있다. 실험을 통해 디퓨저의 시동압력비($(P_0/P_a)_{st}$)는 13.52에서 시동이 걸리는 것을 확인하였고, 변수 실험에서는 안정적인 운용을 위하여 설계값보다 높은 $(P_0/P_a)_{st}=27$ 수준에서 실험을 진행하였다.

3.1 길이 변수에 따른 실험

길이에 따른 변수는 현재 시험부 설비에서 실험할 수 있는 최대 길이인 $L/D=8$ 을 적용하여 실험을 진행하였고, 폐색율은 15%이며 각도는 15도로 수행하였다.

그 결과 길이변수에 따른 벽면압력은 Fig. 10에 나타나 있다. 벽면 압력으로도 확인을 할 수 있듯이 길이의 최대값을 선정했음에도 내부에서

측정되는 벽면압력의 변화는 거의 없는 것을 확인할 수 있다. 또한 Table 3을 통해서 진공챔버 압력이 큰 변화 없이 유사한 압력을 모사하는 것을 확인할 수 있다.

이러한 결과들로부터 단순히 일정한 면적으로 길이가 증가되는 것은 성능에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다.

3.2 폐색율 변수에 따른 실험

Fig. 11은 폐색율 변화에 따라 벽면압력의 변화를 그래프로 나타내었다. 각도 15도, 길이 2D로 고정된 상태에서 폐색율이 커질수록 시험부 내부에서 모델을 지난 압력이 증가하는 경향을 보였다. 하지만, 시험부 내부의 압력변화는 노즐 출구에서 형성하는 압력에는 큰 영향을 미치지 않는 것으로 판단된다. Table 4의 진공챔버의 압력은 목표압력을 모사했으며, 시험부 내부에서 압력이 상승하는 것은 폐색율의 증가에 따라 일시적으로 유동면적이 줄어들어 압력이 상승하는 것으로 판단된다.

결국 초음속 유동을 운용하는 시험설비에서 단순히 노즐의 출구 면적에 따라 변하는 단일변

수가 아니라 모델에 따른 시험부 유동면적이 수축비에 영향을 받는 것으로 판단된다. 이는 이차목 디퓨저의 설계를 진행할 때도 고려되어야할 변수로서 노즐 팽창비에 대비하여 디퓨저 목의 면적이 일정 너비 이상으로 수축했을 때 디퓨저 시동이 걸리지 않는데, 이와 같은 현상이 동일하게 적용되는 것으로 짐작된다. 추가적으로 더 넓은 폐색율의 영역을 실험해보아야 자세한 경향이 나타날 것으로 판단되고, 본 실험에서는 최대 40%까지 실험운용이 가능할 것으로 판단된다.

3.3 각도 변수에 따른 실험

각도변수에 따라 실험을 진행한 결과 Fig. 12와 같은 벽면압력 결과와 Table 5의 진공챔버 압력을 확인할 수 있었다. 폐색율은 15%이며, 길이의 변수는 2D로 실험을 수행하였다.

먼저 각도 30°의 변수는 진공챔버 내에서 압력은 크게 변하지 않았지만, 노즐을 빠져나온 유동이 시험부를 지나면서 잠시 압력이 급격히 높아지는 현상을 확인할 수 있다. 이는 각도의 변화가 모델의 경사충격파에 영향을 주어서 기본형 각도였던 15°의 변수보다 큰 경사충격파가

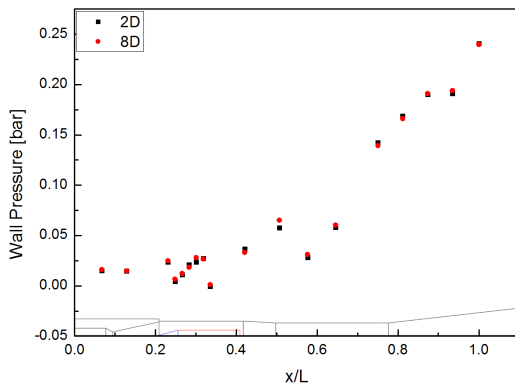


Fig. 10 Wall pressure about length.

Table 3. Vacuum chamber pressure about length.

L_m^*	2D	8D
P_c^{**} [bar]	0.015	0.016

*Model length, **Vacuum Chamber Pressure.

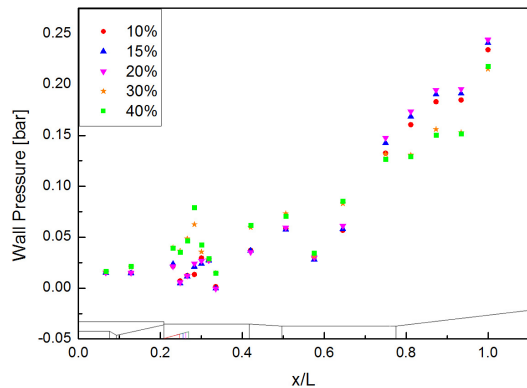


Fig. 11 Wall pressure about blockage ratio.

Table 4. Vacuum chamber pressure about BR.

BR^*	10%	15%	20%	30%	40%
P_c [bar]	0.015	0.015	0.015	0.016	0.016

*Blockage Ratio

발생한 것으로 판단된다. 이후에는 시험부의 중간을 지나면서 다시 저압을 유지하고, 디퓨저를 지나 서서히 압력이 회복되었다.

반면, 각도 45°의 경우 진공챔버 압력이 다른 변수에 비해 약 5배가 넘는 높은 압력을 형성하였고, 노즐을 빠져나온 유동은 계속해서 높은 압력을 유지하는 것을 확인할 수 있다. 디퓨저의 목을 빠져 나오고 나서 잠시 압력이 하강한 이후 배압조건으로 서서히 회복되는 것을 확인하였다.

이 결과는 동일 마하수를 유지하는 상태에서 원뿔형 모델의 각도에 따라 변하는 경사충격파의 영향으로 판단이 된다. 각 마하수에 따라 모델의 각도가 정해지면 그에 해당하는 경사충격파가 발생하며, 각도가 커지면 경사충격파의 각도도 증가하게 된다. 하지만 해당 모델의 각도가 최대허용각도(θ_{max}) 이상의 영역을 지나면 충격파의 충격파의 형태는 이탈충격파(detached shock wave)가 발생한다. 이에 따라 모델의 전단에서는 수직 충격파(normal shock)와 같은 효과가 나타나고 디퓨저를 지나기 전에 나타난 수직 충격파는 앞선 실험의 결과와 같이 일정한 압력을 유지하지 못하고 시험부에서 압력이 급격히 회

복되는 것을 확인할 수 있다. 이후, 디퓨저에 영향을 주어서 디퓨저 내부에서도 비교적 높은 수준의 압력이 유지되는 것을 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 초고속 비행체를 실험하기 위한 고공환경모사 시험설비에 대한 설계 및 실험을 수행하였다. 시험설비의 검증에 위하여 기밀 실험과 디퓨저의 시동압력비를 확인하였다. 검증된 시험설비를 통하여 동일한 조건으로 각 실험 모델에 따른 변수실험을 진행하였다. 시험모델의 형상과 변경조건 이외의 변수는 기본형 모델(폐색율 15%, 각도 15°, 길이 2D)의 조건과 동일하게 설계하였다.

1. 길이의 변수는 비교적 지배적인 변수가 아닌 것으로 판단되며, 모델의 크기는 시험부의 크기 및 장착여부에 따라 결정해야한다.
2. 폐색율의 변수는 노즐의 출구면적대비 최대 값인 40%의 모델에서도 정상적인 운용이 가능한 것을 확인하였다.
3. 각도는 증가함에 따라 모델 후단의 압력이 증가하는 것을 확인하였고, 최대 각도인 45도는 큰 경사충격파의 영향으로 디퓨저의 시동에도 영향을 미친다. 모델 선정을 위해서는 이탈충격파가 생기지 않는 모델의 각도를 선정해야 한다.

본 연구를 통하여 초고속 비행체 시험설비의 원뿔형 시험모델에 따른 기초데이터를 획득하였으며, 이는 국내의 초고속 비행체 시험설비에 대한 데이터베이스로 활용될 것으로 예상된다.

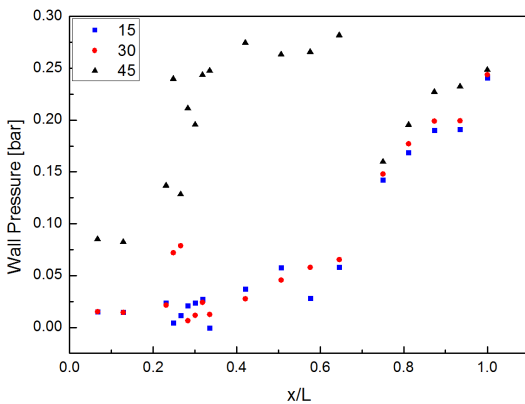


Fig. 12 Wall pressure about angle.

Table 5. Vacuum chamber pressure about angle.

θ_m^*	15°	30°	45°
P_c [bar]	0.015	0.015	0.085

*Model angle

후 기

본 연구는 국방과학연구소 초고속 공기흡입엔진 특화연구실의 연구 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Lee, Y.J., Kang, S.H., Oh, J.H. and Yang, S.S., "Development of the Scramjet engine Test Facility(SeTF) in Korea Aerospace Research Institute," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 3, pp. 69-78, 2010.
2. Sung, H.G., Kim, I.S., Lee, K.J., Kim, K.M. and Lee, D.H. "Design Method and Preliminary Data Analysis of Subscale Direct-Connect Test Facility for Liquid Ramjet Combustor (I)," *KSPE Spring Conference*, Andong, Korea, pp. 59-63, May 2003.
3. Lee, H.J., Lee, B.J., Kim, S.H. and Jeong, I.S., "Design/Construction and Performance Test of Hypersonic Shock Tunnel Part II: Construction and Performance Test of Hypersonic Shock Tunnel," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 4, pp. 321-327, 2008.
4. Kim, M.H., Lee, M.Y., Kim, J.S., Choi, C.H., Seo, J.H., Moon, S.Y. and Hong, B.G., "Experimental Analysis of a Supersonic Plasma Wind Tunnel Using a Segmented Arc Heater with the Power Level of 0.4 MW," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 9, pp. 700-707, 2013.
5. Kim, T.W., Kim, W.C., Kim, S.J., Han, Y.M. and Ko, Y.S., "High Altitude Test Facility for Small Scale Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 3, pp. 73-82, 2015.
6. Lee, S.M., Choi, J.S., Yu, I.S., Ko, Y.S. and Kim, S.J., "A Numerical Study on the Flow Characteristics of Sub-scale High-Altitude Test Facility for Hypersonic Propulsion," *KSPE Fall Conference*, Jeongseon, Korea, pp. 819-823, Dec. 2016.
7. Park, J.H., "Study on Performance and Design of Secondary Throat Supersonic Exhaust Diffuser for High-Altitude Environment," Master's Degree, Department of Aerospace Engineering Graduate School Chungnam National University, Daejeon, Korea, 2012.
8. Kim, S.G., Moon, Y.W. and Seol, W.S., "Study on Liquid Rocket Engine High Altitude Simulation Test," *KSPE Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 733-736, Nov. 2010.
9. Yu, I.S., Kim, T.W., Kim, M.S., Ko, Y.S. and Kim, S.J., "A Study on Design and Performance of an Ejector Using Cold Gas," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 2, pp. 38-45, 2015.
10. Park, J.H., Jeon, J.S., Yu, I.S. and Ko, Y.S., "Performance Characteristics of Secondary Throat Supersonic Exhaust Diffusers," *KSPE fall conference*, Busan, Korea, pp. 641-644, Nov. 2011.
11. Yeon, H.I., You, I.S., Kim, W.C., Im, J.N., and Ko, Y.S., "An Experimental Study on Startup Characteristics of a Center Body Diffuser for High Altitude Simulation," *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 40, No. 2, pp. 93-102, 2016.
12. DEEPAK SAHINI and B.Tech, "Wind Tunnel Blockage Corrections A Computational Study," Master's Degree, Mechanical Engineering, Texas Tech University, Lubbock, T.X., U.S.A., 2004.
13. Lee, Y.J., Kang, S.H., Oh, J.H. and Yang, S.S., "Starting Characteristics Study of Scramjet Engine Test Facility(SETF)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 2, pp. 15-22, 2011.
14. Peter, M.C., "The Effects of Blockage Ratio and Distance from a Free Surface on the

- Performance of a Hydrokinetic Turbine," Master's Degree, Mechanical Engineering, Lehigh University, Bethlehem, P.A., U.S.A., 2013.
15. Н.Ф. Краснова, "Applied aerodynamics (Прикладная Аэродинамика)", Vysshaya shkola, Text Book, 1974.
16. John D. Anderson, Jr., "Fundamental of Aerodynamics," McGraw-Hill, New York, N.Y., U.S.A., 1984.