論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(4), 290-296(2018)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.4.290
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

초고속 비행체를 위한 준 자유흐름식 고공환경 모사시험설비의 상온시험 및 내부유동 해석

이성민*, 유이상*, 최지선*, 오정화*, 신민규*, 고영성**

Cold Test and Internal Flow Analysis of Semi-Freejet Type High Altitude Environment Simulation Test Facility for the High-Speed Vehicle

Seongmin Lee*, Isang Yu*, Jiseon Choi*, Junghwa Oh*, Minkyu Shin* and Youngsung Ko**
Department of Aerospace Engineering, Graduate School at Chungnam National University*
Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University**

ABSTRACT

In this study, the cold test and the numerical analysis were carried out according to the shape parameters of the test model in order to confirm the operation range of high altitude environment simulation test facility for the supersonic vehicle. The blockage ratio, angle and length ratio were considered as the design parameters. The blockage rate is expected to be limited in the region of more than 40% due to the normal shock and expansion fan. It was confirmed that the angle of model should be selected at the size of 45 degrees or less due to the influence of the strong shock wave. There was no difference in performance between the lengths of 8 times the model diameter. Finally, we obtained the performance database according to the shape parameters of the conical test model and confirmed the operable range of the semi-freejet type high altitude environment simulation test facility.

초 록

본 연구에서는 초고속 비행체 고공환경 모사시험 설비의 운용범위를 확인하기 위하여 시험모델의 형상변수에 따라 상온시험 및 수치해석을 수행하였다. 시험 모델의 형상변수로는 폐색율, 각도 및 길이 비를 고려하였다. 폐색율은 경사충격파와 팽창 팬의 영향으로 40% 이상의 영역에서 운용이 제한될 것으로 판단된다. 각도의 변수는 강한 충격파의 영향으로 45도 이하의 크기에서 모델을 선정해야함을 확인하였다. 길이의 변수는 모델직경대비 8배의 길이 변화에도 성능의 차이가 없었다. 최종적으로 원뿔형 시험 모델의 형상 변수에 따른 성능 데이터베이스를 확보하였으며, 준 자유흐름식 고공환경 모사설비의 운용 가능한 범위를 확인할 수 있었다.

† Received : August 16, 2017 Revised : March 14, 2018 Accepted : March 19, 2018
** Corresponding author, E-mail : ysko5@cnu.ac.kr

Key Words : High-Speed Vehicle(초고속 비행체), Blockage ratio(폐색율), Oblique Shock(경사충격파), Strong shock(강한충격파), Expansion Fan(팽창 팬), Semi-Freejet(준-자유흐름식), High Altitude Environment Simulator(고공환경모사설비)

Ⅰ. 서 론

초고속 비행체는 국외 항공우주 선진국에서 활발한 연구가 진행되고 있지만, 기술적 난제와 막대한 연구비용으로 스크램제트 엔진을 실제 비행체에 탑재하여 운용하는 것은 아직 어려움이 따른다. 지상에서 목표환경에 부합하는 비행시험을 통하여 성능을 검증하는 연구가 수행되어야 하며, 이러한 비행 환경을 구현하기 위해서는 고고도 환경을 구현하는 지상시험설비가 필요하다. 국내에서도 최근에 들어서 항공우주연구원(KARI)에서 SETF(Scramjet engine test facility) 설비를 구축하여 초음속 엔진의 시험평가 연구를 시작했으며, 국방과학연구소에서도 관련된 연구가 진행된 것으로 알려져 있다[1,2]. 국내의 대학에서는 초고속 충격파 풍동이나 초음속 풍동을 이용한 시험모델의 충격파의 영향 등에 관한 연구와 아크형 히터를 이용한 고온플라즈마 초음속 풍동 설비를 구축하여 시험모델의 요구 엔탈피와 온도를 맞추는 연구가 일부 진행되었으나, 고공환경을 구현하는 연구는 거의 수행되지 못하고 있다[3,4]. 국외의 항공우주 선진국에서의 활발한 연구도 불구하고 선행 연구 및 기술은 여전히 공개되어 있지 않기 때문에, 국내 자체적으로 이에 대한 데이터와 설계 기술 확보는 필수적이라고 할 수 있다. 기존의 시험설비들은 시험모델의 형상변수에 따라 발생하는 충격파의 경향에 대해서는 많은 연구가 되었지만, 시험모델의 형상과 지상 시험설비의 상관관계 및 시험설비의 설계 연구 데이터와 기술 확보는 여전히 필요한 실정이다.

본 연구에서는 Fig. 1과 같이 초고속 비행체의 고공 환경 모사 시험설비 설계/제작한 후 상온시험을 통해 시험모델의 형상 변화에 따른 성능 특성을 살펴보고, 시험 설비 내부의 주요 유동패턴을 분석하기 위하여 수치해석을 진행하였다. 즉 고공환경 모사 시험 설비의 진공 챔버 압력 및 벽면압력분포를 상온시험과 수치해석 결과로 비교/분석하여, 시험 모델의 형상 변수에 따른 성능 변화 특성 등을 고찰하였다.

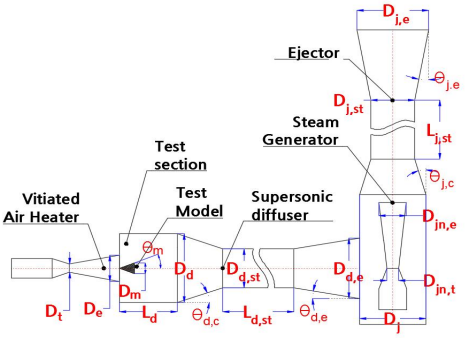

Fig. 1. Sketch of High-Speed high altitude test facility

Ⅱ. 본 론

2.1 장치구성 및 연구방법

2.1.1 장치구성

Figure 1은 설계된 초고속 추진기관의 고공환경 시험설비의 개략도 및 파트별 명칭을 정리하였으며, 주요 부품으로는 VAH(Vitiated air heater), 시험부, 디퓨저, 증기발생기, 이젝터로 구성되어 있다. 초고속 고공환경모사 시험설비의 시험부 내부에는 시험 모델이 설치되는데, 이 시험 모델은 램이나 스크램제트 엔진의 구성품을 의미하며 편의상 본 연구에서는 원추형 형상으로 선정하였다. 본 연구에서는 VAH와 증기발생기의 설비는 상온유체를 사용하여 압력과 마하수를 구현하는 상온시험용 노즐로 설계하였다.

Table 1. Operating condition

	Parameter	Value
Total pressure [bara]	P_0	5.4
Back pressure [bara]	P_a	0.2
Starting pressure ratio (Design)	$(P_0/P_a)_{st}$	14
Starting pressure ratio (Exp)	$(P_0/P_a)_{st}$	27

설계 목표 조건으로는 VAH의 노즐 출구에서 마하수($M_e=4.5$) 와 고도압력($P_e=0.018$)이 구현되도록 결정됨에 따라, 노즐에서 분사되는 전압력(Total pressure, P_0) 조건은 Table 1과 같이 결정된다. 전압력이 디퓨저의 설계 시동압력비($(P_0/P_a)st$) 조건보다 낮게 되면, 목표 진공환경을 구현할 수 없게 된다. 따라서 디퓨저의 시동을 돕는 조력역할로서 이젝터를 사용하여 충분한 배압(P_a)을 유지시켜 실험을 운용할 때 설계 시동압력비를 보다 높은 수준에서 안정적으로 운용하였다.

2.1.2 연구방법

Table 1에서 제시된 조건을 기반으로 동일한 조건을 조성하고, 시험모델의 형상변수(폐색율, 모델각도, 모델길이)에 따라 성능을 확인한다. Table 2는 각각의 변수에 따라 형상을 제시하였으며, 굵은 글씨로 표시해놓은 것은 각 형상변수의 기본형상을 의미한다.

폐색율(Blockage ratio)은 노즐의 출구 면적의 크기에 따른 시험모델의 단면적의 비를 백분율로 정의한다. 폐색율의 변화로부터 시험부 내의 유동면적의 변화에 따른 압력구배를 확인하여 시험모델의 운용 가능한 크기를 간접적으로 확인할 수 있다.

Table 2. Sketch of model parameter

Parameter		Sketch
Blockage ratio (BR)	10%	
	15%	
	20%	
	30%	
	40%	
Angle (θ_m)	**15°**	
	30°	
	45°	
Length (L_m)	**2D**	
	8D	

모델각도(Model angle)는 초고속 엔진의 흡입구 구조물의 형상을 착안하여, 실제 엔진을 시험운용할 경우 발생하는 충격파의 영향이 시험설비에 미치는 영향을 판단한다.

모델길이(Model length)는 시험부에서 운용되는 시험엔진/모델의 운용가능 길이를 확인하였다.

2.2 상온실험방법

본 설비는 VAH(상온용)의 노즐 출구에서 시험부의 목표압력과 마하수를 구현하도록 설계되었다. 진공압력을 구현하기 위한 장치로 초음속 디퓨저와 이젝터를 사용하였고, 디퓨저의 종류는 선행 연구를 참고하여 가공과 성능의 이점을 갖춘 STED(Second throat exhaust diffuser)를 설계 하였다[5]. STED는 이차목으로 유입되는 유동면적인 수축비(Contraction ratio, $A_d/A_{d,st}$)가 중요한데, 위의 설비에서 설계된 디퓨저의 수축비는 시험부에 삽입되는 모델의 면적(A_m)과 디퓨저의 운용 가능한 이차목 면적(A_{st})을 고려하여 수축비를 선정하였다[6]. 또한, 시동압력비($(P_0/P_a)_{st}$)를 고려하여 디퓨저의 후단에 위치한 이젝터는 배압(P_a)을 떨어뜨려 디퓨저의 시동을 돕는 역할을 하였다.

Figure 2는 앞서 언급된 구성에 따라 상온시험설비가 결합된 형상이며, Fig. 3은 시험모델과 모델을 고정하기 위한 브라켓의 형상이다. Table 3은 시험설비에 따른 상세 치수를 기입하였다.

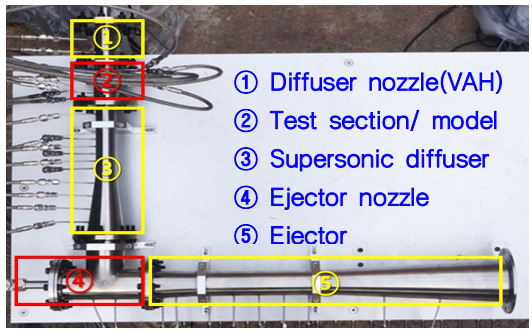

Fig. 2. Test Facility for High-Speed Propulsion System

(a) (b)

Fig. 3. Test model(a) and brachet(b)

Table 3. Test facility specification

Parameter			Value
Diffuser Nozzle	A_e/A_t		16.58
Test Section	L_d/D_d		3
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
	$\theta_{d,c}$	Contraction angle(°)	5.75
	$\theta_{d,e}$	Exit angle(°)	7.16
Ejector Nozzle	$A_{jn,e}/A_{jn,t}$		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
	$\theta_{j,c}$	Contraction angle(°)	4
	$\theta_{j,e}$	Exit angle(°)	4

2.3 수치해석방법

해석을 위한 전처리 과정은 상용격자 생성프로그램인 Gambit을 이용하여 약 7만~13만개의 격자를 생성하였다. 수치해석을 위한 프로그램은 Ansys Fluent V13을 이용하여 수치해석을 수행하였다. 각각의 경계조건은 Fig. 4와 같이 지정하였고, 해석조건은 실험과 동일한 조건을 부여하였다. 디퓨저와 이젝터의 결합설비에서 디퓨저의 배압만 형성된다면, 전단의 유동에는 간섭이 미미함을 확인하였고, 이에 따라 수치해석의 단순화를 위하여 외기영역을 설정하였다. 외기영역은 디퓨저 출구직경대비 가로 60배, 세로 30배로 선정하고 경계조건은 Far-field와 Pressure Outlet 조건을 부여하였다[7,8].

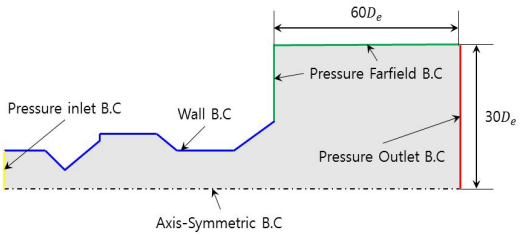

Fig. 4. Boundary condition for CFD

해석을 위하여 사용된 난류모델은 디퓨저의 내부에서 초음속 유동장과 벽면에서의 점성효과를 잘 해석할 수 있는 $k-w$ SST 모델을 사용하였다. 이는 항공우주산업과 터보기계분야에서 가장 널리 채택되는 모델로서 역 압력구배에서 믿을 수 있는 결과를 보여주었다[8]. 따라서 노즐과 디퓨저 벽면, 모델을 통한 유동의 박리 등을 정확히 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

III. 결과 분석

3.1 폐색율

Figures 5, 6은 모델의 폐색율에 따른 마하수와 압력 분포를 나타내었다. Fig. 7에서는 상온시험과 수치해석의 벽면압력을 비교하여 나타내었다.

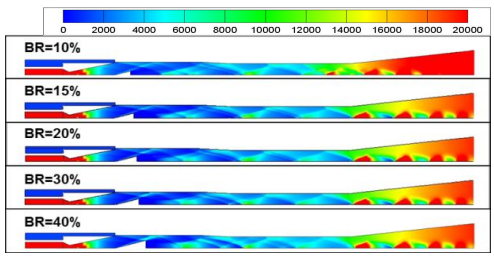

Fig. 5. Pressure contour for various BRs

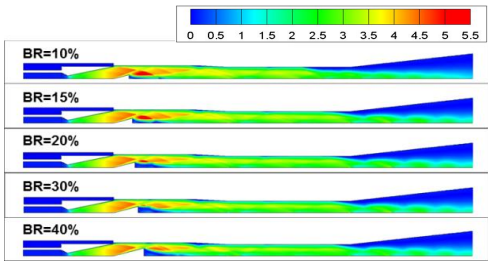

Fig. 6. Mach number contour for various BRs

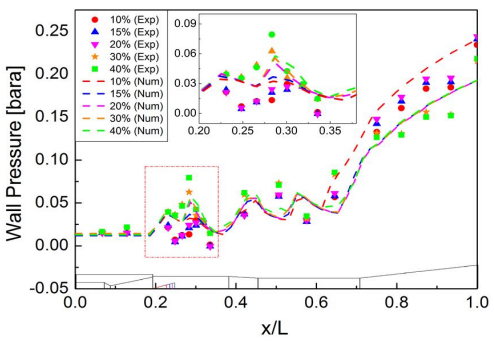

Fig. 7. Wall pressure along axial distance for various BRs

두 결과의 경향성은 유사하게 나타났고, 챔버압력의 경우 폐색율의 모든 케이스에서 목표조건과 유사하게 압력이 형성되는 것을 확인할 수 있다.

폐색율이 증가할수록 시험부 내부의 유동면적이 줄어들게 되고, 이에 따라 모델의 후단에서 압력이 높은 영역이 발생된다. 이는 충격파의 교차면적(intersection area)에 의한 영향으로 판단이 되는데, 교차면적은 모델의 전단충격파와 후단충격파 사이의 구간이 노즐유동을 만나며 발생한 영역으로 Fig. 8에 제시된 영역과 같다. 모델의 각도는 고정되어 전단에 발생한 경사충격파(Oblique shock)의 크기는 동일하지만, 모델의 후단에서 발생하는 충격파 또는 팽창 팬(Expansion fan)이 폐색율의 증가에 따라 후방으로 밀리게 된다. 이는 노즐의 유동과 모델의 크기와도 관계가 있는데, 노즐에서 분사되는 유동면적의 내부에 위치한 모델은 팽창 팬의 영향이 미비하다. 하지만, 폐색율 30%에서부터 교차면적이 조금씩 확장하게 되고, 폐색율 40%에서는 넓은 범위의 교차면적과 팽창 팬이 발견되는 것을 Fig. 9에서 볼 수 있다. 따라서 40% 이상의 영역에서는 노즐의 유동면적보다 커지게 되어 팽창 팬의 영향으로 압력이 크게 상승할 것으로 판단된다.

팽창 팬의 생성은 교차면적의 증가에도 영향을 미치며, 교차면적의 증가는 시험부 내부에서 압력 상승의 원인이 된다. 또한, 후방에서 발생하는 마하디스크(Mach disk)의 면적을 넓히게 되어 후단에서 급격한 압력증가를 가져오게 되는데, 이는 후방에 위치한 초음속 디퓨저의 시동에 영향을 미치게 되고, 목표구현 압력 조성에 악영향을 미치게 될 것으로 판단된다.

Figure 7과 Table 4에서 볼 수 있듯이 상온시험과 수치해석의 진공 챔버에서 구현되는 압력은 목표 조건과 유사한 경향성을 가지고 형성되는 것을 확인하였다. 하지만, Fig. 7의 벽면압력을

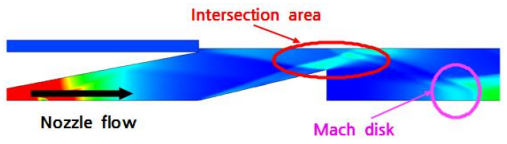

Fig. 8. Specific area for internal flow (BR=40%)

Fig. 9. Shock pattern for internal flow (BR=40%)

Table 4. Vacuum chamber pressure with Blockage ratio

P_c^* [bar] \ BR	10%	15%	20%	30%	40%
Exp**	0.015	0.015	0.015	0.016	0.016
Num***	0.012	0.012	0.013	0.013	0.013

* Vacuum chamber pressure. ** Experiment data
*** Numerical data

보면 상온시험과 비교한 결과 폐색율 30~40%에서부터 시험부 내부 압력이 다른 변수에 비해 소폭 상승하지만 디퓨저의 운용에는 큰 영향을 미치지 않았다. 하지만, 폐색율 40%보다 큰 폐색율을 갖게 되면 교차면적의 증가와 팽창 팬의 영향으로 후방에서는 상대적 고압 영역과 마하디스크의 영향으로 디퓨저의 시동에 악영향을 미칠 것으로 판단된다.

3.2 모델 각도

Figures 10, 11에서는 각도의 변화에 따라 마하수와 압력의 변화 및 유동현상을 나타내었다. 각도의 경우 시험모델의 전단에서 발생하는 경사충격파의 영향을 많이 받게 되는데, 각각의 마하수 영역에는 모델 각도에 따른 최대값이 존재한다. 최대값을 넘게 되면 강한 충격파가 발생하게 되는데, 이는 수직충격파(normal shock)와 같이 강한 충격파로서 이를 지난 마하수는 감소하고 압력은 상승하게 된다.

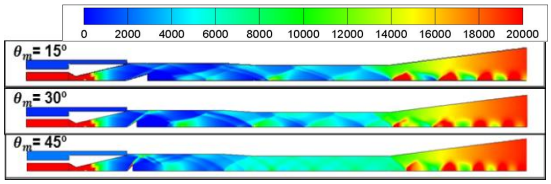

Fig. 10. Pressure contour for various model angles

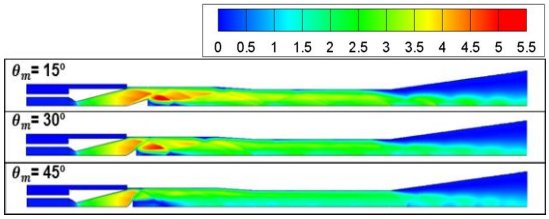

Fig. 11. Mach number contour for various model angles

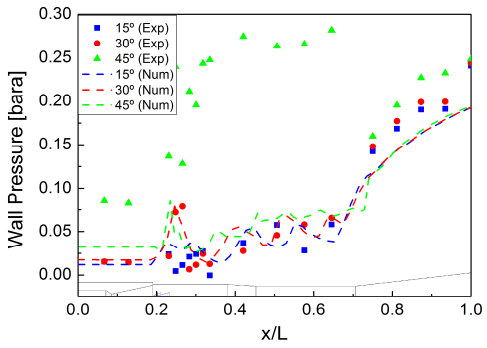

Fig. 12. Wall pressure along axial distance for various model angles

Figure 12와 Table 5를 보면 30도의 경우 시험부 내부에서 기본형(15도)에 비하여 압력이 상승했지만 진공 챔버에서 구현되는 압력은 목표조건과 유사하게 유지되는 것을 확인할 수 있었다. 상온시험 결과와 비교하였을 때, 유사한 경향을 확인할 수 있었다. 반면, 45도의 각도 조건에서는 시험부 내의 압력과 챔버 압력의 경향이 다른 것을 확인할 수 있었다. 이는 앞서 언급한 강한 충격파의 영향으로 Fig. 13과 같이 후단에서 압력이 급격히 상승하는 것을 확인할 수 있다. 이 영향을 디퓨저로 유입되기 전에 유동이 수직충격파와 같은 영향으로 인하여 약해진 유동이 디퓨저의 시동에 영향을 미치게 되어 진공 챔버에서도 약 2배가 높은 압력을 모사하게 되었다.

이러한 결과는 상온시험에서도 동일하게 볼 수 있는데, 45도의 각도를 실험한 결과 진공 챔버에서 형성된 압력은 5배가 넘는 압력을 구현하는 것을 확인할 수 있다. 시험부 및 디퓨저 내부에서도 압력이 급격히 상승하는 것을 볼 수 있다. 이는 시험모델의 표면 거칠기나 시험모델을 고정하기 위한 브라켓의 영향(Fig. 3) 등으로 인한 경계층 효과로 인해 실험과 수치해석의 경향을 다르게 나타나는 것으로 판단된다.

Table 5. Vacuum chamber pressure with model angle

P_c [bar] \ angle	15°	30°	45°
Exp	0.015	0.015	0.085
Num	0.012	0.017	0.032

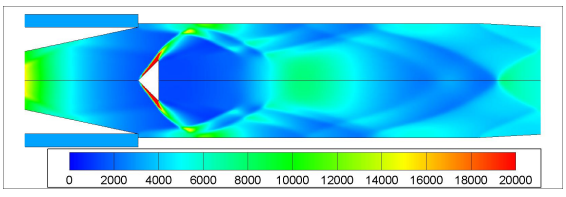

Fig. 13. Strong shock inside the supersonic diffuser (model angle=45°)

3.3 모델 길이

길이에 대한 변수는 Figs. 14, 15를 통하여 확인할 수 있듯이 시험부에서 장착할 수 있는 최대한의 길이를 선정했음에도 압력 및 마하수가 크게 변하는 것을 볼 수 없었다. Fig. 16과 Table 6에서 실험과 해석의 경향을 통해서도 볼 수 있듯이 큰 변화가 없이 압력 및 마하수가 구현되는 것을 확인하였다.

이는 앞서 폐색율 및 각도의 변수를 통해서 유추할 수 있는데, 시험모델의 각도는 15도로서 비교적 약한 경사충격파의 영향으로 내부 유동에 큰 영향을 미치지 않았다. 또한, 폐색율을 통해서 확인한 결과와 같이 8D의 모델 선단부분이 노즐 유동의 내부에 위치하고 있으므로 노즐 유동에도 큰 영향을 미치지 않고, 디퓨저로 유동이 유입되는 것을 볼 수 있다.

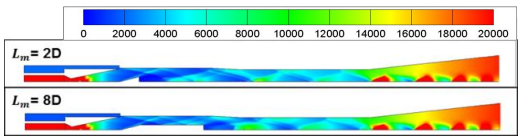

Fig. 14. Pressure contour for various model lengths

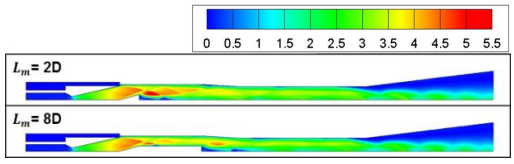

Fig. 15. Mach number contour for various model lengths

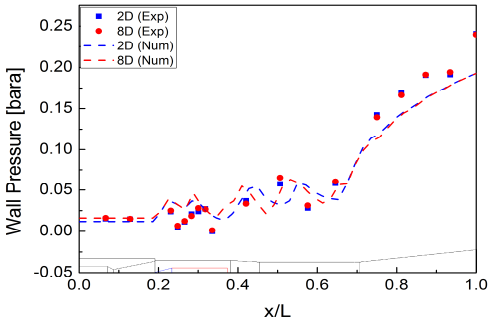

Fig. 16. Wall pressure along axial distance for various model lengths

Table 6. Vacuum chamber pressure with model length

Length / P_c [bar]	2D	8D
Exp	0.015	0.016
Num	0.012	0.016

결과적으로 단순한 길이에 대한 영향보다는 각도와 노즐의 유동면적에 따른 영향이 시험부 내의 유동과 디퓨저의 성능에 영향을 미치는 것으로 판단된다.

Ⅲ. 결 론

본 연구에서는 초고속 비행체를 시험하기 위한 고공환경모사 시험설비를 이용하여 상온시험 및 수치해석을 진행하였다. 그 결과 각각의 시험모델의 변수(폐색율, 각도, 길이)를 시험부 내부에서 변경하여 수행하였고, 이에 대한 결과를 정리하였다.

(1) 폐색율의 변수는 노즐 유동의 면적과 교차면적의 영향으로 판단이 되며, 설비운용을 위해서는 노즐의 유동 내부에 시험모델이 위치하여 팽창 팬의 역할을 최소화해야 한다. 본 연구에서 미루어 보면 폐색율 40% 이상의 영역에서는 목표 구현 조건을 이루기 힘들 것으로 판단된다.

(2) 각도의 변수는 해당 마하수에 따른 시험모델의 최댓값이 존재한다. 본 연구에서는 45도의 각도 이상의 영역으로 실험을 하게 되면, 노즐유동의 교란으로 인하여 성능이 급격히 떨어질 것으로 판단된다.

(3) 길이의 변수는 충격파가 발생하거나 급격히 압력변화가 생기는 형상이 노즐 유동의 내부에 삽입되어 있다면, 길이 8D(시험부 최대 길이)와 같이 설비의 성능에도 큰 영향을 미치지 않을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 충남대학교 자체연구과제 지원사업의 지원을 받아 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 Areospace Research Institute,” *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 3, 2010, pp. 69~78.

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 Conference*, May 2003, pp. 59~63.

3) Lee, H. J., Lee, B. J., Kim, S. H. and Jeong, I. S., “Design/Construction and Performance Test of High-Speed Shock Tunnel Part Ⅱ: Construction and Performance Test of High-Speed Shock Tunnel,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 4, 2008, pp. 321~327.

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 ㎿,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 41, No. 9, 2013, pp. 700~707.

5) Kim, S. G., Moon, Y. W. and Seol, W. S., “Study on Liquid Rocket Engine High Altitude Simulation Test,” *KSPE Conference,* November 2010, pp. 733~736.

6) Lee, S. M., Shin, D. H., Shin, M. G., Ko, Y. S., Kim, S. J. and Lee, J. M. “Performance study on the supersonic diffuser contraction ratio of high-altitude test facility for High-Speed propulsion,” *KSPE Conference,* May 2017, pp. 1026~1030.

7) Yim, G. J., Kim, H. J., Ko, Y. S. and Kim, S. H. “A numerical study on performance characteristics of sub-scale ejector with cold gas,” *KSPE Conference,* December 2013, pp. 253~258.

8) Kim, W. C., Yu, I. S., Kim, T. W., Park, J. S., Ko, Y. S. and Kim, M. S. “A study on performance characteristics of second throat exhaust diffuser with back pressure,” *The Korea Society of Mechanical Engineers,* Vol. 41, No. 9, 2017, pp. 563~570.