

극초음속 추진기관 고공환경 시험장치의 이차목 디퓨저 수축비에 따른 성능연구

이성민* · 신동해* · 신민규* · 고영성*† · 김선진** · 이정민***

Performance Study on the Supersonic Diffuser Contraction Ratio of High-Altitude Test Facility for Hypersonic Propulsion

Seongmin Lee* · Donghae Shin* · Mingyu Shin* · Youngsung Ko*
Sunjin Kim** · Jungmin Lee***†

ABSTRACT

In this study, we propose an supersonic diffuser that is one of test facilities for hypersonic propulsion engine, and conduct numerical analyses and cold flow test using each diffuser as the corresponding variable. Specifically, inner flow characteristics are computed based on mach number and pressure by the numerical analyses. Also, we test through cold flow test the pressure in the vacuum chamber and the inner pressure that is formed by the wall pressure. Finally, we compare the results from cold flow test and the numerical analyses, and report a preliminary result that might be useful to construct a better test facility of hypersonic propulsion engine in the future.

초 록

본 연구에서는 극초음속 추진기관을 위한 시험설비의 장치인 초음속 디퓨저 설계하였고, 두 가지 수축비를 변수로 선정하여 각각의 디퓨저를 수치해석 및 상온 시험을 진행하였다. 수치해석을 통하여 각각의 마하수와 압력에 대한 내부 유동을 확인하였다. 상온 시험을 통하여 진공챔버에 형성되는 압력과 벽면 압력을 통하여 내부에 형성되는 압력을 확인할 수 있었다. 상온 시험과 수치해석의 차이점을 분석하고, 향후 극초음속 추진기관을 위한 시험설비를 구축할 기초자료를 확보하였다.

Key Words: Hypersonic Propulsion System(극초음속 추진기관), Supersonic Diffuser(초음속 디퓨저), Diffuser Contraction Ratio(디퓨저 수축비), Cold Flow Test(상온시험), Numerical Analysis(수치해석)

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남도립대학교 소방안전관리과

*** 국방과학연구소

† 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

1. 서 론

극초음속 추진기관을 지상에서 시험하기 위해서는 추진기관의 엔진/연소기를 운용하고자 하는 고도 조건이 부합하는 환경에서 시험을 해야 한다. 초음속 디퓨저와 같은 경우, 설계의 특성상 목표 고도에서 사용하고자 하는 엔진의 성능에 따라 모사 환경을 결정해야 한다. 디퓨저는 이러한 시험설비의 고공 환경 모사를 위해서 필요한 장치이며, 극초음속 추진기관 시험설비와 같은 경우 램제트/스크램제트엔진을 시험부(Test Section)에 장착하고 엔진이 요구하는 시험조건을 모사하는 별도의 VAH(Vitiated Air Heater)와 같은 장치도 구성해야 한다. 즉, 극초음속 추진기관 시험설비와 같은 경우 로켓을 이용한 설비와는 다르게 시험부가 별도로 존재하게 되고, 시험부의 크기와 모델 크기가 디퓨저가 고려해야 할 변수가 되기 때문에 이에 대한 상호 관계를 적용한 초음속 디퓨저가 필요하다.

본 연구에서는 극초음속 추진기관 시험설비의 초음속 디퓨저를 면적비($\psi = A_d/A_t$)에 따라 설계 방법을 제시하고, 수치해석 및 상온 시험을 통하여 성능을 확인하고자 한다.

2. 본 론

2.1 초음속 디퓨저 설계 방법

초음속 디퓨저와 같은 경우 형상에 따라 분류가 되는데, 대표적으로 CAED(Constant Area Exhaust Diffuser), CBD(Center Body Diffuser) STED(Secondary Throat Exhaust Diffuser), 로 나눌 수 있다. CAED는 일정한 면적을 갖는 실린더 형상의 디퓨저를 말하고, 디퓨저의 직경이 정해지면 시동이 수월하게 걸리지만, 비교적 높

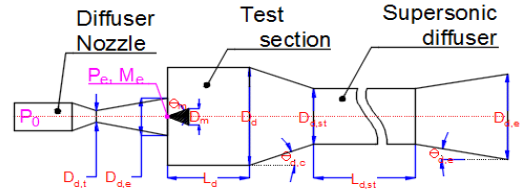


Fig. 1 Scheme of Supersonic Diffuser and Nomenclature

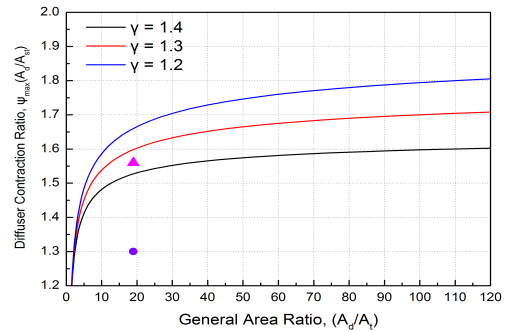


Fig. 2 Diffuser Contraction Ratio vs General Area Ratio [2]

은 시동압력비를 요구한다. CBD는 CAED와 같은 디퓨저 내부에 Shock을 유도하는 Body 구조물이 들어가게 된다. 시동성능이 비교적 좋으며 설비의 크기가 작은 장점이 있다. 하지만, 연소 가스를 사용하거나 높은 온도의 유체가 지나가게 되면 Body의 열적 부하에 따라 효율적인 냉각이 필요로 하게 된다. STED의 경우 시동압력비는 CBD와 같이 비교적 낮은 압력비에서 운용되고, 설비의 단순화와 성능적 측면에서 우수하다.

본 연구에서는 STED의 설계 기준을 통하여 시험을 진행하기로 하며, Fig. 1는 노즐과 STED의 형상과 세부 명칭을 기입하였다. STED는 CAED와는 다르게 이차목(Secondary Throat)이 존재하게 되는데, 유동이 분사되는 노즐의 팽창비에 따라 이차목의 면적비를 정하게 된다. 이에 대한 설계 추천치는 Fig. 2에 잘 나타나 있다. 선행 연구에서는 Fig. 2의 그래프에서 비열비가 선정되면, 그래프 아래의 범위에서 설계값을 선정한다. 본 연구의 변수는 앞서 언급한 이차목의 면적비에 따라서 두 가지 케이스로 나누어 설계를 진행하였다.

첫 번째 변수로는 디퓨저의 수축비의 경계치

Table. 1 Specification of Supersonic Diffuser

Parameter	Value	
	Case1	Case2
디퓨저 노즐	$A_{d,c}/A_{d,t}$ 16.58	
시험부	L_d/D_d 3	
초음속 디퓨저	$A_d/A_{d,t}$ 19.04	
	$A_d/A_{d,st}$	1.56 1.30
	$L_{d,st}/D_{d,st}$	5

에 해당하는 변수에 대한 시험을 진행하고, 이에 대한 변수를 통칭 Case 1로 정의한다. 비열비 1.4 수준에서 노즐의 팽창비가 19.04이면 수축비의 최대값은 약 1.52수준이며, 해당변수는 경계치보다 약간 높은 $\psi_1 = 1.56$ 을 선정하였다. 이에 대한 면적비는 Table. 1과 Fig. 2의 그래프에 삼각형 심볼(Symbol)로 표현되어 있다.

두 번째는 디퓨저 수축비 $\psi_2 = 1.30$ 를 설계하였고, 통칭 Case 2라고 정의 한다. 이는 수축비의 최대값에서 약 15% 여유를 준 값을 선정하여 설계를 진행하였다. 이에 대한 세부적인 비는 Table. 1에 제시되어있고, Fig. 2의 동그라미 심볼로 표현되어있다.

2.2 상온시험 장치 및 방법

상온시험을 위해서 고압질소 및 공기 공급설비, 자료획득 및 제어 계측부, 시험스탠드 등의 설비가 필요하다. 이에 대한 대략적인 P&ID는 Fig. 4에 제시되어 있다. 시험부의 압력센서의 경우 Stagnation으로 인해서 정확한 계측이 어려울 것으로 판단되어 시험부 전단의 진공챔버를 통하여 노즐을 통해 팽창된 진공압력을 확인한다.

2.3 수치해석을 위한 모델링 및 경계조건

유동해석은 상용프로그램인 Ansys V.13 Fluent를 사용하였으며, 난류 모델은 $k-\omega$ SST를 적용하였다. 작동유체는 공기(Air)로 선정하고, 이상기체라고 가정을 하여 풀었다. 실제 설비에서는 이젝터 시스템을 이용하여 디퓨저가 시동하기 위한 배압조건을 맞춰야하는데, 해석은

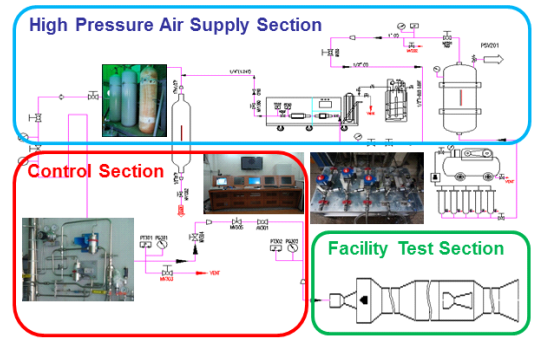


Fig. 4 Piping & Instrument Diagram of Test Facility.

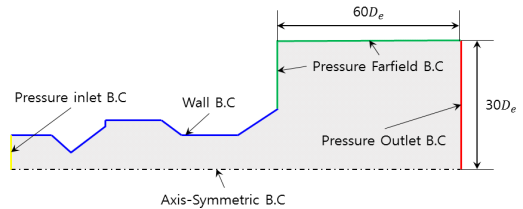


Fig. 5 Design of Boundary Condition [1]

배압 조건을 부여하여 대기압보다 낮은 배압을 갖는 조건으로 선정하였다. 또한, 후류의 영향을 배제하기 위하여 Fig. 5의 그림과 같이 외기영역을 모델링하였다.

3. 수치해석 및 상온시험 분석

상온시험을 진행한 결과 Fig. 5와 같은 결과를 확인할 수 있었다. 벽면압력의 경향성을 통해서 는 두 디퓨저의 유동 패턴을 유사해 보일 수 있지만, Table. 2를 통해서 확인할 수 있듯이 진공챔버에서 계측되는 압력의 경우 약 2배의 차이를 확인 할 수 있다. 그래프를 통하여 확인하기에는 미소한 차이로 확인되지만, 이를 고도 (Altitude)로 변환할 경우 약 5km정도의 고도 차이를 확인 할 수 있다.

수치해석을 진행한 결과 Fig.5~7을 통해서 내부유동을 확인 할 수 있다. CASE1의 경우 유동이 충분히 빠지지 못하고, 시험부 중간부에서 유

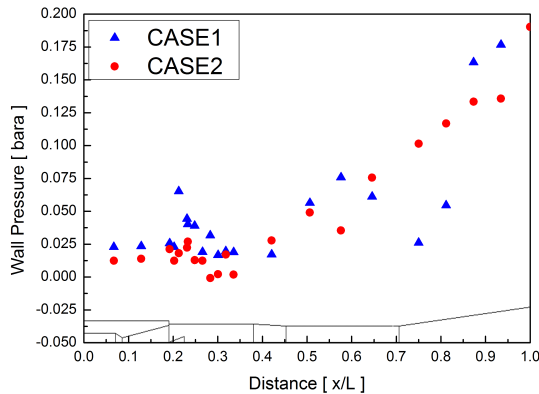


Fig. 5 Wall Pressure of Cold Flow Test

Table. 2 Chamber Pressure of Cold Test

	CASE1	CASE2
P_c [bar]	0.0223	0.0124

속이 급격히 줄어드는 것을 볼 수 있다. 이차목을 지나면서 유속이 잠시 증가하지만 확산부를 지나면서 급격히 빠져나가는 것을 확인 할 수 있다. 반면에 CASE2의 경우 노즐의 유동이 충분히 팽창하고, 시험부를 지난 유동은 연속적인 경사충격파를 생성하는 것을 볼 수 있다. 이를 통해서 Shock Train이 형성되고 이후에 디퓨저를 지난 압력이 배압조건에 맞춰 서서히 증가하는 것을 확인 할 수 있다. 마하수는 노즐의 출구에서 구현하고자 했던 수준으로 구현되었음을 확인 하였다. 이러한 결과는 디퓨저의 이차목에서 갑작스런 수축에 따라 디퓨저가 일정한 유동 패턴을 구현하지 못하는 것으로 판단된다.

수치해석과 상온시험을 비교한 결과 수치해석의 경우 CASE1과 같이 추천치 이상의 수축비를 가졌을 경우 노즐 유동이 충분히 팽창하지 못하는 것을 확인하였다. 또한, 상온시험과는 다르게 진공압력조차 구현되지 못하는 차이를 볼 수 있었다. 하지만, 이차목을 지난 유동이 CASE1에서 공통적으로 급격한 압력증가를 확인 할 수 있었고, CASE2와 같은 경우 동일하게 서서히 압력이 회복되는 것을 확인 할 수 있었다. 결과

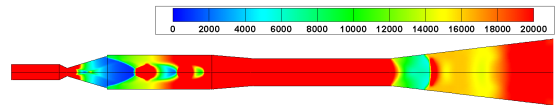


Fig. 6 Absolute Pressure Contour (Case1)

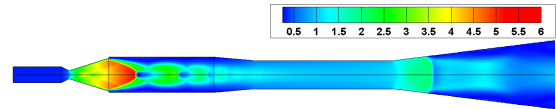


Fig. 7 Mach Number Contour (Case1)

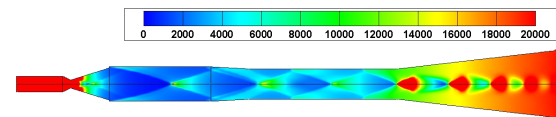


Fig. 8 Absolute Pressure Contour (Case2)

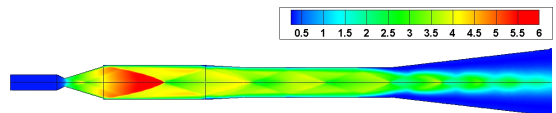


Fig. 9 Mach Number Contour (Case2)

를 미루어 보아 수치해석과 상온시험의 상호 보완적인 적용이 필요할 것으로 판단된다.

극초음속 시험설비에서 이차목 초음속 디퓨저는 설비 구성상의 차이를 가졌지만, 로켓엔진을 위한 초음속 디퓨저와 같이 수축비에 따라 디퓨저의 시동성능에 지배적인 영향을 미치는 것을 확인 할 수 있었다.

4. 결 론

극초음속 추진기관을 위한 시험설비의 장치인 초음속 디퓨저의 수축비에 따라 수치해석과 상온시험을 진행하였다.

1. 수치해석을 통한 내부유동을 확인하였고, 수축비의 변화에 따라 수렴의 여부에 영향을 미치며, 노즐의 팽창이 충분히 되지 못

하는 것을 확인 하였다. 충분하지 못한 노즐의 팽창이 디퓨저의 유동에 영향을 미치게 되는 것을 확인 할 수 있었다.

2. 상온시험을 통한 벽면압력을 확인하였고, 벽면압력이 형성되는 경향성은 유사하지만 진공챔버에서 형성되는 압력의 차이를 확인 할 수 있었다.
3. 이차목 초음속 디퓨저는 수축비에 의한 성능이 지배적인 영향을 미치는 것을 확인 하였다.

본 수치해석 및 상온시험 결과를 토대로 극초음속 추진기관을 위한 시험설비를 구축하기 위한 기초자료로 활용할 것이다.

5. 후 기

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

참 고 문 헌

1. 이성민, 최지선, 유이상, 고영성, 김선진, “축소형 극초음속 추진기관 고공시험설비의 유동특성에 관한 수치적 연구”, 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집, pp. 819~823.
2. 전준수, 김완찬, 연혜인, 김민상, 고영성, 한영민, “2차목 초음속 디퓨저의 형상 변화에 따른 성능에 관한 실험적 연구”, 대한기계학회논문집 B권, 제38권, 제4호, 2014. 4 , pp.279-288.