

극초음속 추진기관 고공환경 시험장치 모델 유/무에 관한 연구

이성민* · 유이상* · 박진수* · 고영성* · 김선진** · 나재정***

Study on the Test Model With/Without of High-Altitude Test Facility for Hypersonic Propulsion

Seongmin Lee* · Jinsoo Park* · Isang Yu* · Youngsung Ko*
Sunjin Kim** · Jaejeong Na***†

ABSTRACT

In this study, we design an altitude test facility for hypersonic propulsion engine by constructing a test facility and cold flow test. Cold flow test is performed both with and without test models. The results show that the facility can simulate almost similar altitude condition without any significant change in pressure regardless of test models. We also constructed a database that might be useful for a variable test in the future.

초 록

본 연구에서는 극초음속 추진기관을 위한 고공 환경 모사 시험 장치를 설계하였다. 설계된 사항을 기반으로 시험설비를 구축하였고, 상온 시험을 이용한 실험을 진행하였다. 상온 시험은 시험 모델의 유/무에 따라서 수행하였고, 본 연구에서 설계된 설비는 시험 모델의 유/무에 따라서 압력의 큰 변화가 없이 동일한 구현 조건을 모사하는 것을 확인할 수 있었다. 향후 시험 모델에 따른 변수 실험에 일부 적용될 데이터베이스를 확보하였다.

Key Words: Hypersonic Propulsion System(극초음속 추진기관), Diffuser Nozzle(디퓨저 노즐), Test Section(시험부), Supersonic Diffuser(초음속 디퓨저), Ejector Nozzle(이젝터 노즐), Ejector(이젝터)

1. 서 론

극초음속 공기흡입 추진기관은 차세대 추진기관으로서 완전히 정복되지 않은 미개척 분야와 같다. 현재까지도 계속된 기술 개발이 진행 중이며, 민간 기업에서도 우주여행을 위한 극초음속 추진기관 활용계획을 발표하고 있다. 이렇게 진보된 추진기관인 극초음속 공기흡입 추진기관은

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남도립대학교 소방안전관리과

*** 국방과학연구소

† 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

운용하고자 하는 목표 고도 조건에 따라서 시험을 진행해야 한다. 즉, 엔진 설계에 대한 검증 절차가 필요하지만, 실제 목표 고도에서 시험을 진행한다는 것은 최종적인 시험으로 진행되어야 하거나, 검증 차원의 단계에서는 많은 재정적 손실과 인적자원의 위험을 감수한다. 따라서 통상적으로 지상에서 고공 환경을 모사하는 시험설비를 이용하여 고공 모사 환경에서 시험을 한다.

본 연구에서는 극초음속 추진기관을 위한 고공 환경 모사 상온 시험설비를 설계하고, 검증을 위한 상온 시험을 통하여 시험 모델의 유/무에 따른 시험설비에 대한 검증과 데이터를 확보하고자 한다.

2. 본 론

2.1 극초음속 상온시험설비 설계[1]

본 연구에서 상온 가스를 이용한 극초음속 추진기관 시험설비를 설계하도록 한다. 가열기와 같은 경우 실제로는 온도 조건까지 모사해야 하지만, 상온 시험을 감안하여 형상 설계를 통한 상온 유체를 사용하도록 한다. 설계에 앞서서 시험설비에 구성될 장치들은 다음의 5가지 장치와 있고, 장치에 대한 개략도는 Fig. 1과 같다.

- 가열기 (Vitiated Air Heater)
- 시험부 (Test Section)
- 초음속 디퓨저 (Supersonic Diffuser)
- 이젝터 노즐 (Ejector Nozzle)
- 이젝터 (Ejector)

2.1.1 가열기 형상 설계

본 설비에서 가열기의 노즐은 목표 고도 압력과 마하수를 맞추는 역할을 한다. 따라서 Eq. 1과 같이 유량과 전압력에 따른 노즐 목 면적을 선정하게 된다. 선정된 노즐 목 면적을 통하여 팽창비($A_{d,e}/A_{d,t}$)에 따라 출구 면적을 선정하게 되는데, 노즐의 팽창비는 결과적으로 출구에서 구현되는 마하수를 결정하게 된다. Eq. 2는 팽

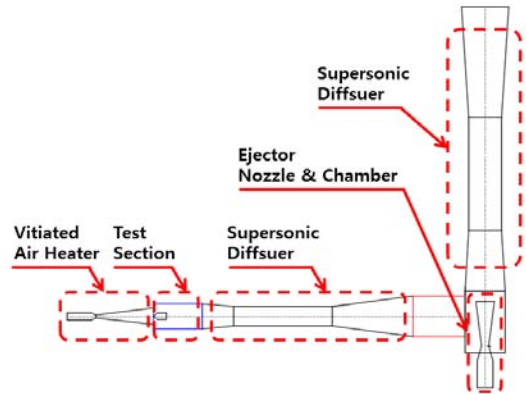


Fig. 1 Scheme of Cold Test Facility for Hypersonic Propulsion

창비-마하수 관계식에 대해서 정리하였다. 이를 통해서 선정된 노즐 목 면적, 노즐 출구 면적을 통하여 Eq. 3을 통해서 디퓨저의 전압력에 따라 노즐의 출구에서 구현되는 압력을 예측할 수 있다.

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

$$\frac{A_{d,e}}{A_{d,t}} = \frac{1}{M_e} \left\{ \frac{2}{\gamma-1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

$$\frac{A_{d,t}}{A_{d,e}} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

2.1.2 시험부 및 시험모델

시험부의 면적에 따라 디퓨저 입구부에서 팽창되는 면적비가 결정되게 된다. 기본적으로 시험부는 모델의 면적을 고려하여, 모델이 유동에 영향을 미치지 않는 영역을 선정하게 된다.

시험 모델의 경우, 기본적인 원뿔형 모델을 선정하였고, 이에 따른 기본형 시험 모델은 Fig. 2

와 같은 형상으로 설계하였다.



Fig. 2 Conical Test Model

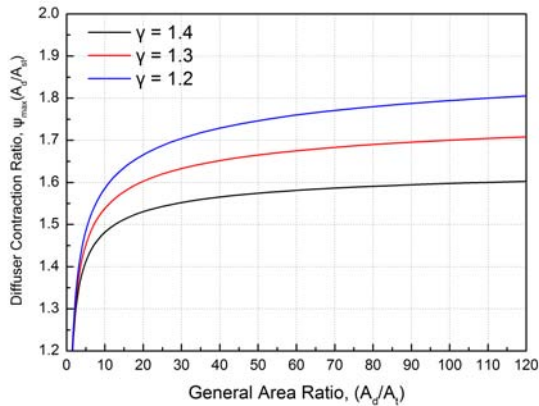


Fig. 3 General Area Ratio vs Diffuser Contraction Ratio[1]

2.1.3 초음속 디퓨저

초음속 디퓨저는 고공 환경을 모사하는 기본적인 장치로서 디퓨저의 노즐에서 나오는 유체가 디퓨저를 지나면서 발생하는 모멘텀에 의해서 고공 환경이 구현되는 장치이다.

본 연구에서는 디퓨저의 종류들 중에서 이차목 디퓨저(STED, Secondary Exhaust Diffuser)를 설계하였고, 설계의 단순화와 성능의 장점을 고려하여 선정하였다. 앞서 선정된 시험부의 면적에 따라서 이차목의 면적에 대한 수축비가 결정된다. Fig. 3에서 비열비에 따른 수축비의 추천 값을 나타내고 있는데 그래프 선상에 있는 값은 노즐의 팽창비에 따른 디퓨저의 수축비의 최댓값으로, 설계를 진행할 경우 최댓값보다 낮은 수축비를 선정하여 설계를 진행해야 한다.

2.1.4 이젝터 노즐 및 이젝터

이젝터 노즐을 설계하기 위한 방법은 디퓨저

노즐과 동일하게 유량 및 전압력을 선정하고 그에 맞게 노즐 목과 출구를 결정하게 된다.

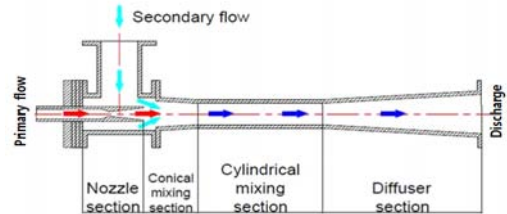


Fig. 4 Basic Concept of ejector[2]

이젝터 노즐에서 분사되는 유동을 주유동(Primary Flow)과 디퓨저에서 나오는 유동을 부유동(Secondary Flow)이라 칭한다. 주유동에서 나오는 유동은 초기 진공 압력을 구현하게 되고, 디퓨저의 배압을 떨어뜨리는 역할을 한다. 또한, 디퓨저에서 나오는 부유동이 이젝터의 주유동의 모멘텀에 의하여 외기로 토출하는 역할도 한다.

이러한 이젝터를 설계하기 위해서는 참고 논문[2]에서 설계한 방식과 같이 압축비, 팽창비, 유량비를 선정하여 설계를 진행하게 된다.

2.2 상온시험설비 장치구성

본 연구에서 상온 가스를 이용한 극초음속 추진기관 시험설비를 운용하기 위해서는 상온 고압 질소 및 공기 공급부, 시험스탠드, 자료 획득 및 제어 계측부가 필요하다. 장치에 대한 개략도는 앞서 Fig. 1에서 제시하였고, Fig. 5는 본 실험실에서 구성하고 있는 시험설비의 개략도와 P&ID를 제시하고 있다.

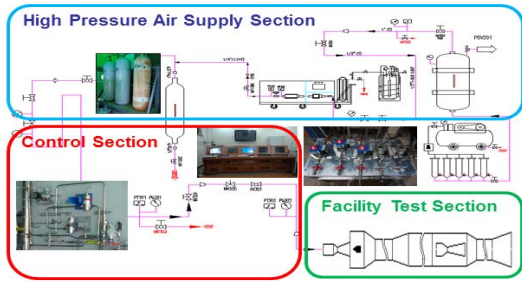


Fig. 5 Piping & Instrument Diagram of Test Facility.

3. 시험 결과 분석

상온 시험을 진행한 결과는 Fig. 6과 Table. 1에 제시되어 있다. 시험설비에 대한 검증은 위하여 시험 모델을 장착한 시험과 시험 모델이 없는 시험을 진행하여, 두 시험 케이스를 통해서 모델 유/무에 따라 모사 환경이 동일한 환경을 구현하는지 확인했다. 또한, 참고 논문[3]을 통하여 모델이 없는 경우 수치해석에 따른 벽면 압력의 경향성을 파악할 수 있었다.

결과적으로 시험 모델의 유/무에 따라 목표 고도 압력이 변하지 않고, 동일한 조건으로 구현되는 것을 확인할 수 있었다. 두 케이스의 차이점은 단순히 시험부에서 발생하는 벽면 압력이 다른 경향을 볼 수 있다. 하지만, Fig. 6에서 확인해 볼 때, 시험 모델이 없을 경우는 압력 구배가 수치해석 결과와 유사한 경향성을 나타내는 것을 확인할 수 있고, 시험 모델이 있을 경우는 디퓨저에서 원뿔형 모델로 인해서 시험부 전단에 발생한 경사 충격파의 영향으로 시험 모델 유/무에 따라 발생하는 벽면 압력의 차이라고 볼 수 있다. 하지만, 디퓨저를 지나면서 유동은 동일하게 유사한 압력 구배를 형성하게 되고, 배압 조건에 맞는 압력으로 서서히 빠져나가게 되는 것을 확인할 수 있다.

4. 결 론

극초음속 추진기관을 위한 상온 시험설비를

실제 및 제작을 진행하였고, 상온 시험을 통하여 목표 구현 압력과 벽면 압력에 대한 경향성을 확인하였다. 상온 시험을 진행한 결과 현재 설계된 시험 모델의 규격으로는 현 설비에서 무리 없이 동일한 압력을 구현하는 것을 확인하였다.

향후, 본 시험설비를 이용하여 시험 모델의 변수에 따라 시험설비가 운용 가능한 범위를 확인

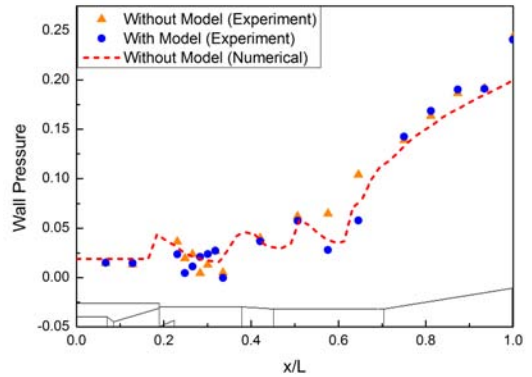


Fig. 6 Wall Pressure of Without/With Model

Table. 2 Chamber Pressure of Cold Test

	Without Model	With Model
P_c [bar]	0.013	0.014

하고, 이에 따른 추천되는 값을 제시할 수 있을 것으로 판단된다. 또한, 극초음속 시험설비의 기본적인 데이터베이스를 확보할 수 있을 것이다.

5. 후 기

본 연구는 국방과학연구소 초고속 공기 흡입 엔진 특화연구실의 연구 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 이성민, 유이상, 김완찬, 고영성, 이정민 “극초음속 추진기관을 위한 고공환경 모사시험

- 설비 구성,” 한국추진공학회지, 학술대회논문
집, 2016, pp.675-680
2. 전준수, 김완찬, 연해인, 김민상, 고영성, 한영
민, “2차목 초음속 디퓨저의 형상 변화에 따른
성능에 관한 실험적 연구”, 대한기계학회논문집
B권, 제38권, 제4호, 2014. 4 , pp.279-288.
 3. 유이상, 김태완, 김민석, 고영성, 김선진, “상온
가스를 이용한 이젝터의 설계와 성능에 관한
연구”, 한국추진공학회지, 제19권, 제2호, 2015.
4, pp. 38-45.
 4. 이성민, 최지선, 유이상, 고영성, 김선진, “축소
형 극초음속 추진기관 고공시험설비의 유동특
성에 관한 수치적 연구”, 한국추진공학회 2016
년도 추계학술대회 논문집, pp. 819~823.