

축소형 고공환경모사 시험에서의 노즐 유동에 관한 연구

최지선* · 이성민* · 이희준* · 고영성*† · 김선진** · 이정민***

A Study on the Nozzle Flow in the Sub-scale High-Altitude Test

Jiseon Choi* · Seongmin Lee* · Heejune Lee* · Youngsung Ko*† · Seonjin Kim** · Jungmin Lee***

ABSTRACT

In this study, numerical and experimental studies on the nozzle flow in a sub-scale cold flow test were conducted to simulate high altitude condition. In the theoretical calculation, the temperature of the nozzle outlet is calculated to be lower than the liquefaction point, and the fluid exists at the phase change point. Also, numerical analysis result is higher than theory calculation but lower than liquefaction temperature. As a result of cold flow test, it was confirmed that the temperature was much higher than theory and analysis. This is because it assumed that it is adiabatic in the theoretical calculation, but the experiment in the actual environment is not the adiabatic but the heat exchange with the outside exists.

초 록

본 연구에서는 고공환경을 모사하는 축소형 상온 시험에서의 노즐 유동에 관한 수치적, 실험적 연구를 진행하였다. 이론 계산에서는 노즐 출구의 온도가 액화점보다 낮게 계산이 되어 유체가 상변화 지점에서 존재하게 된다. 또한 수치해석 결과 이론 계산보다 높지만 액화되는 온도보다는 낮았다. 실제 환경에서의 검증을 위하여 상온 시험을 한 결과 이론과 해석보다는 월등히 높은 온도로 확인되었다. 이는 이론 계산 시 단열이라고 가정을 하며 문제를 풀지만 실험은 단열이 아닌 외부와의 열 교환이 일어나게 된다. 결과적으로 상온 시험 할 때에 상변화 지점보다 높은 온도인 것을 확인하였다.

Key Words: High Altitude Test Facility(고공 모사 설비), Nozzle exit flow(노즐 출구 유동), Cold Flow Test(상온 시험), Adiabatic(단열)

1. 서 론

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남도립대학교 소방안전관리과

*** 국방과학연구소 4기술연구본부

† 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

항공우주 분야에서는 고고도 환경에서 추진기

관의 모든 부품들은 대기권과 우주 공간에 걸친 여러 가지 환경 하에서 작동하기 때문에, 각 부품의 작동 환경 하에서의 성능 및 작동 신뢰도를 확인하는 것이 필수적이다. 하지만 실제로 개발 과정 중에 실제 비행 상태에서의 실험이 거의 불가능하기 때문에 지상에서 실비행 환경에 가까운 조건을 조성하여 실험하는 것이 보편적이다. 따라서 지상에서 목표 고도에서의 환경을 모사할 수 있는 고공환경 모사시험 설비는 추진기관을 개발하기 위해서는 반드시 요구된다.

고공 환경의 낮은 대기압을 조성하는 방법으로는 크게 진공 펌프를 이용하는 방법, 디퓨저를 이용하는 방법, 디퓨저와 이젝터를 동시에 이용하는 방법이 있다. 고고도에서 사용되는 엔진을 시험하기 위하여 디퓨저와 이젝터를 사용하기도 하지만 극초음속 추진기관을 시험할 때에도 고공환경 모사 장치가 사용된다. 극초음속 시험장치를 시험할 때는 디퓨저와 이젝터 외에도 가열기(Heater)가 사용된다. 가열기는 축열식 가열방법인 SAH(Storage Air Heater)와 연소를 통해서 얻는 VAH(Vitiated Air Heater)가 있다[1].

본 연구에서는 고공환경 모사 장치의 상온 가스를 이용한 실험을 통해 로켓 엔진, SAH, VAH의 역할을 하는 노즐 유동에 관한 연구로 수치 해석 및 실험을 통해 진행하고자 한다.

2. 본 론

2.1 축소형 시험 설비의 1차원 해석

축소형 시험 설비의 목표 설계 값은 압력 0.018bar, 마하수 4.5 이다. 목표로 하는 고고도 환경을 모사할 수 있도록 고도 조건의 압력과 온도, 마하수를 모사 할 수 있는 고온/고압 공기 시스템을 필요로 한다. 본 연구에서는 상온 가스를 이용한 축소형 장치를 구성하였기 때문에 상온 가스를 사용하여 압력과 마하수를 구현하는 노즐(Nozzle), 초음속 디퓨저를 이론식과 추천치를 이용하여 설계하였다[2].

유량에 따른 노즐의 목 면적 설계를 위해 초

Table 1. Sub-Scale Facility Specification

Parameter		Value
Nozzle	$A_{n,c}/A_t$	16.58
	T_e	59.39 K
Diffuser	A_d/A_t	19.04

킹 유량식인 Eq. 1을 사용하여 노즐 목 면적(A_t)을 계산하였다. 그 다음 Eq. 2과 같은 등엔트로피 관계식과 관련된 면적비-마하수 관계식인 Eq. 3를 이용하여 출구 면적($A_{n,c}$)을 계산하였다. 노즐 출구의 온도는 Eq. 2과 같은 등엔트로피 관계식을 통하여 계산하였다. 디퓨저의 직경은 목표하는 압력을 통하여 Eq. 3를 이용하여 계산한다. 설계된 노즐 및 디퓨저에 대한 정보는 Table 1에 제시되어 있다. 본 연구에서는 해석 및 실험에 상온 공기를 사용한다. 상온에서의 공기 액화점은 78.8K이다. 실제 실험에서는 2000K을 모사하기 때문에 액화점 이하로 온도가 낮아지지 않지만 상온 시험은 가압하여 주는 유체가 약 300K이므로 이론 계산 시 액화점 이하로 떨어지는 문제가 발생하게 된다. 이론 계산된 노즐 출구 온도는 59.39K으로 시험을 하게 되면 기체 상태로 존재하지 않게 된다. 따라서 해석과 실험을 통해 노즐 유동의 온도 분포를 살펴보았다.

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

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\gamma/(\gamma-1)} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad \text{Eq. 2}$$

$$\frac{A_{n,c}}{A_t} = \frac{1}{M} \left\{ \frac{2}{\gamma-1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad \text{Eq. 3}$$

2.2 수치해석 모델링/결과

해석은 Fluent v13을 이용하였다. 상온 가스를 이용한 해석이므로 사용 유체는 공기(ideal gas)로 적용하였으며 난류모델은 $k-\epsilon$ SST 모델을

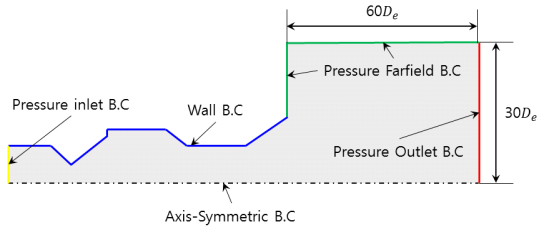


Fig. 1 Design of Boundary Condition[2].

적용하였다. 노즐의 입구조건은 pressure inlet으로 하였다. 디퓨저 출구조건은 pressure far field와 pressure outlet으로 하고 디퓨저의 시동을 돕기 위하여 이젝터에서 구현된 압력 조건을 외기 조건에 부여하였다. Fig. 1은 경계조건을 나타낸 그림이다[2,3].

해석 결과 온도 분포와 속도 분포를 Fig. 2와 Fig. 3에 나타내었다. 온도 분포를 보면 유동이 노즐 목을 지나면서 온도가 낮아지며 노즐 출구에서부터는 40~80K 사이의 분포가 나타나는 것을 볼 수 있다. 노즐 출구와 디퓨저 벽면에서는 온도가 상승한 것을 확인할 수 있다. Fig. 4는 Fig. 2의 (a)부분에 해당하는 노즐 출구에서의 온도분포이다. 전체적으로 60~70K인 것을 확인할 수 있으며 온도 분포에서 확인하였듯이 벽면으로 갈수록 온도가 상승하는 것을 볼 수 있다. 이는 벽면

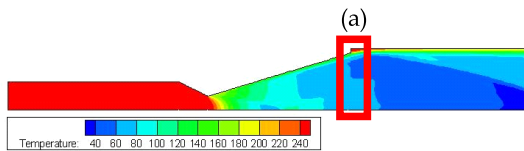


Fig. 2 Static Temperature Contour.

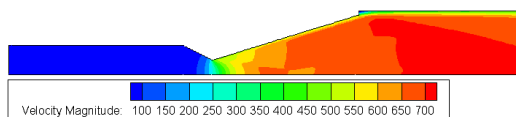


Fig. 3 Velocity Contour.

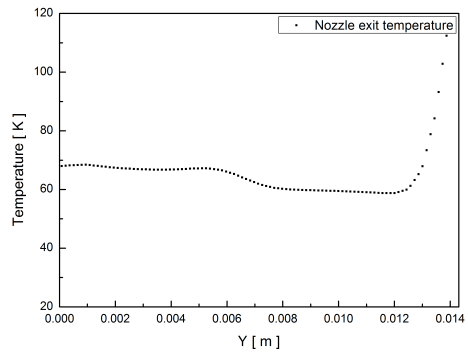


Fig. 4 Static Temperature according to (a) line with nozzle exit Radius.

에서의 no-slip condition으로 인해 속도가 줄어 온도가 상승하였다. 수치해석의 결과도 상온 시험으로 유체의 상이 기체 상태로 존재하지 않게 되는 것을 확인할 수 있다.

2.3 실험 장치 및 방법

실험 장치는 Fig. 5와 같이 크게 노즐, 디퓨저, 이젝터로 구성되어 있다. 목표하는 압력과 마하수를 구현하기 위해 설계한 압력을 공급하여주며 상온 공기를 사용하였다. 노즐 출구의 온도를 확인하기 위하여 노즐 출구에 두 개의 온도센서를 설치하였다. 또한 진공 압력을 측정하기 위하여 디퓨저 벽면에 압력 센서를 설치하였다. 고공 환경 모사 시험을 진행하기 위해서는 실험에 사

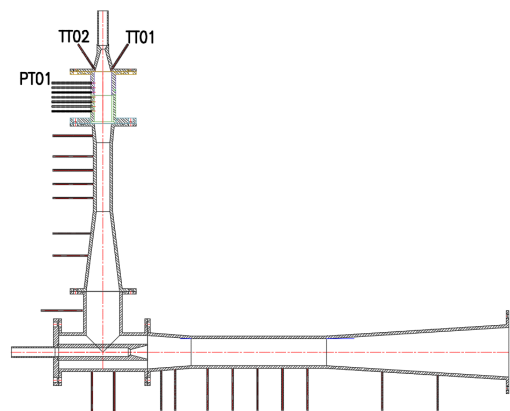


Fig. 5 Design of nozzle, diffuser and ejector.

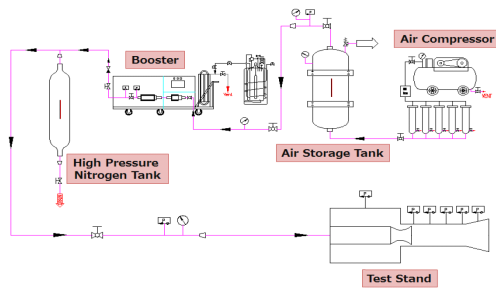


Fig. 6 Schematic Diagram of the Test Apparatus[4].

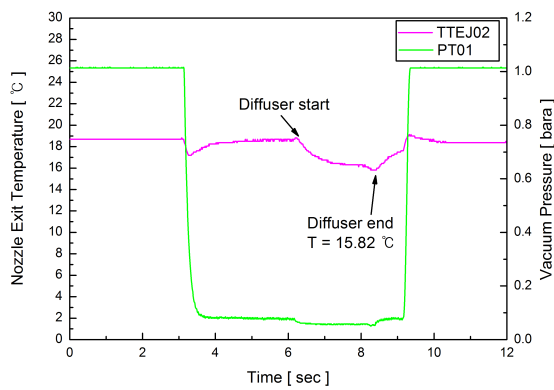


Fig. 7 Static Temperature Graph of Experiment Result.

용될 고압가스 공급설비 구축이 필요하다. 상온 고압 질소 및 공기 공급부, 상온 시험부의 장치도를 Fig. 6에 나타내었다.

24 실험 결과

상온 시험 결과 노즐 출구온도 그래프를 Fig. 7과 같이 나타내었다. 온도 그래프를 진공 챔버의 압력과 같이 나타내었다. 초기 이젝터만 작동하였을 때에는 디퓨저 부분의 남아 있는 유체가 이젝터로 흡입되어 잠시 온도가 낮아지다가 다시 회복되며 디퓨저가 작동하였을 때에는 유체가 노즐과 디퓨저로 공급되어 온도가 낮아지는 경향을 보였다. 시험이 진행되는 동안 두 온도 센서에서 경향은 같았으며 최저온도는 15.82°C (288.97K)이다. 이론과 해석은 단일 상태의 가정

과 같은 여러 가지 가정을 가지고 문제를 푼다. 하지만 실제 실험에서는 시험 장치의 구조물과 대기와의 열 교환을 통해 1차원 해석과 수치 해석할 때 야기되어지는 상변화의 문제가 없는 것으로 판단하였다.

3. 결 론

축소형 고공환경 모사 시험에서의 노즐 후류 유동에 대하여 수치적, 실험적 연구를 진행하였다. 이론 계산과 수치해석 결과 각각 59.39K, 70~100K으로 나타나 상온 공기의 액화점인 78.8K 부근으로 나타났다. 하지만 실험을 통한 온도확인 결과 약 300K으로 이론과 수치해석의 결과보다 월등히 높은 온도 값이 측정되었다. 이는 이론 해석에는 단일 등의 여러 가지 가정을 가지며 문제를 풀지만 실제 실험에서는 구조물 및 대기와의 열 교환 등의 이론에서 고려되지 않는 부분에서 생기는 오차이다. 따라서 이론 예측과는 달리 유체의 온도가 상온과 비슷하여 시험 진행 시 유체는 기체의 상태로 문제가 없음을 확인하였다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. 이성민, 유이상, 김완찬, 고영성, 이정민, “극초음속 추진기관을 위한 고공환경 모사시험설비 구성”, 한국추진공학회 논문집, 2016, pp.675-680
2. 이성민, 최지선, 유이상, 고영성, 김선진, “축소형 극초음속 추진기관 고공시험설비의 유동특성에 관한 수치적 연구”, 한국추진공학

회 논문집, 2016, pp.819-823

3. Ansys 13 Fluent User's Guide
4. 연해인, 유이상, 김완찬, 임지녕, 고영성, "고공환경 모사용 Center Body Diffuser의 시동 특성에 관한 실험적 연구," 대한기계학회 논문집 B권 40(2), 2016.2, pp93-102